LWOWSKIE

CZASOPISMO LOTNICZE

PRACE

LABORATORIUM AERODYNAMICZNEGO I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I MOTOSZYBOWNICTWA POLITECHNIKI LWOWSKIEJ

Nr 13. (ROK VI. 1938. Nr 1).	LWÓW, W MAJU 1938.

Nr 13 (ROK VI 1938. Nr 1.). LWÓW, W MAJU 1938 r.

LWOWSKIE
CZASOPISMO LOTNICZE
PRACE
LABORATORIUM AERODYNAMICZNEGO I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I MOTOSZYBOWNICTWA POLITECHNIKI LWOWSKIEJ

PRACE LABORATORIUM AERODYNAMICZNEGO

Ze studiów ITSM i LA nad lotnictwem ekonomicznym popularnym

Dr Inż. ZYGMUNT FUCHS

Pomiar aerodynamiczny dolnopłata ze szczególnym uwzględnieniem wpływu ziemi

Płatowiec słabosilnikowy „Jaskółka"

Essai aérodynamique d'un monoplane à aile surbaissée en tenant compte particulièrement de l'influence de la proximité du sol

Avion de faible puissance „Jaskółka" (Hirondelle)

OD KIEROWNICTWA ITSM:

Wytworzenie sportowego ekonomicznego a tym samym popularnego samolotu sportowego jest dla polskiego lotnictwa sprawą pierwszorzędnej doniosłości i nader pilną. Chcąc bowiem mieć liczne szeregi pilotów, a mając ograniczone na to środki finansowe musimy szkolić pilotów na samolotach najekonomiczniejszych, a także dać im ekonomiczne samoloty do ćwiczenia w lataniu.

Dążenia do konstruowania i budowania samolotów popularnych przejawiają się u nas w nielicznych sporadycznych wysiłkach. W wysiłkach tych nie widać dotychczas skrystalizowanego programu i zasadniczego postawienia celu; nie widać ścisłego określenia potrzeb i dostosowania się do nich. Z tego powodu pojawiają się efemerydy nie znajdujące poparcia. Sądzę, że dopiero jasne sformułowanie potrzeb i programu, oraz wybudowanie i wypróbowanie pierwowzorów według tego programu będzie mogło wytworzyć maszyny istotnie celowe i dobre. Samolot sportowy popularny dostosowany do potrzeb chwili obecnej i najbliższej przyszłości musi odpowiadać najpierwszym potrzebom sportu, a tymi są przede wszystkim ekonomiczne szkolenie i ekonomiczne utrzymywanie w treningu.

Samoloty dla tych celów powinny być dwumiejscowe o własnościach dostosowanych do szkolenia i treningu; poza tym ekonomiczne, a więc tanie w zakupie, tanie w zużywaniu paliwa i tanie w utrzymaniu — a przeto mocno zbudowane i bezpieczne, potrzebujące jak najmniej napraw. Taniość w zakupie nie powinna być osiągana prymitywem i słabością konstrukcji, gdyż to nie dawałoby taniości w utrzymaniu.

Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa i jego pracownicy od chwili powstania instytutu, zajmowali się zagadnieniem lotnictwa popularnego w celu wyjaśnienia jego strony aerodynamicznej i konstrukcyjnej.

Nieodżałowanej pamięci Adam Nowotny w Nr 1 Lwowskiego Czasopisma Lotniczego z r. 1933 ogłosił rozważania na temat „możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego". W tymże roku opracował konstrukcję samolotu ekonomicznego na 30—40 KM. Niestety z powodu rozlicznych trudności samolot ten, który mógł być piękną próbą i podstawą do wypracowania dalszych doskonalszych typów, nie mógł być zbudowany (p. Lwowskie Czasopismo Lotnicze Nr 2 z r. 1934 A. Nowotny „Samolot N—Y").

Dalsze sporadyczne próby innych polskich konstruktorów nie dały dotychczas wyniku. A sprawa jest bardzo doniosła i pilna.

Widząc jej pilność i pragnąc pomóc w wytworzeniu sportowego samolotu ekonomicznego, ITSM. sformułował w r. 1936 program samolotów popularnych, odpowiadających najpierwszym potrzebom i wyjaśnił techniczne możliwości samolotu słabosilnikowego (Skrzydlata Polska Nr 2 z r. 1937 F. Kotowski „Potrzeba i program utworzenia ekonomicznego sprzętu lotniczego", oraz B. Wiśnicki „Płatowiec popularny").

Poza tym ITSM. i Laboratorium Aerodynamiczne Politechniki Lwowskiej przeprowadziły dalsze studia nad wyjaśnieniem strony aerodynamicznej i konstrukcyjnej takich samolotów.

Szczegółowe badania aerodynamiczne dotyczące samolotów odpowiadających postawionemu programowi podajemy obecnie do wiadomości ogółu lotniczego.

Oby dały silny impuls do jak najrychlejszego zrealizowania ekonomicznego lotnictwa!

S. Łukasiewicz.

Dans le Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów, on a effectué l'essai aérodynamique d'un modèle du monoplane à aile surbaissé de faible puissance „Jaskółka" (Hirondelle)

construit par M. François Kotowski. C'est un avion biplace avec un moteur de 40 CV. destiné à l'entraînement et au tourisme.

Les mesures ont été faites sur une balance à six composantes, pour déterminer la stabilité longitudinale, la stabilité de route, l'influence du braquage des ailerons sur le couple de lacet et sur le couple de roulis, la variation de la force latérale en fonction de l'angle de dérapage pour différents braquages du gouvernail de direction, ainsi que la variation du couple de roulis en fonction de l'angle de dérapage, pour les braquages extrêmes du gouvernail de direction et pour un changement du braquage des ailerons. Les coefficients affectés de l'indice G se rapportent aux moments par rapport aux axes passant par le centre de gravité.

L'un des buts principaux de cet essai était la détermination de l'influence de la proximité du sol sur les propriétés aérodynamiques de l'avion lors du décollage et de l'atterrissage. On a appliqué, lors de la mesure de cette influence, le principe „de réfléxion de miroir" (fig. 1), car les expériences dernièrement faites en „Japon"[2]) ont demontré que la méthode „de plaque" ne représente pas d'une façon correcte l'allure du phénomène attendu. Les résultats des mesures démontrent que la proximité du sol améliore les propriétés aérodynamiques à partir de $c_y = \sim 0{,}2$; les points de la polaire correspondant aux grands c_y sont atteints plus tôt, c'est-à-dire aux angles d'incidence inférieurs, que les points qui leurs correspondent, pour les mêmes c_y, sur la polaire déterminée pour une grande distance du sol ($H = \infty$). Les coefficients de stabilité longitudinale sont supérieurs à ceux correspondant au vol loin du sol et augmentent quand l'angle d'incidence augmente. Dans le voisinage de $c_{y_{max}}$, il est nécessaire de prendre des précautions, car, à proximité du sol, l'avion devient „lourd du nez" et, parfois, il peut être nécessaire de changer l'empennage horizontal. Il résulte des courbes représentant la relation entre les coefficients de forces et de moments et l'angle d'incidence α que la proximité du sol diminue la traînée pour les α utilisés, tandis que la portance et le moment par rapport au bord d'attaque de l'aile perçant le plan de symétrie sont, en même temps, augmentés. Le centre de poussée se déplace, à proximité du sol, vers l'arrière, au bord de fuite.

En outre, on a étudié la perturbation et le décollement des filets d'air sur le dos de l'aile et du gouvernail, en employant la méthode des fils de soie. En se basant sur des prises de vues dans le tunnel aérodynamique, on a ensuite déterminé des schémas des zones „perturbées" et „décollées" (fig. 7). Sur la figure, on a donne les valeurs des angles d'incidence de l'aile α et des angles de braquage du gouvernail de profondeur β correspondant aux états d'équilibre (en se basant sur la polaire d'équilibre), ainsi que les valeurs totales des zones perturbées et décollées en pour-cents de la surface entière de l'aile ou du gouvernail. On voit que la perturbation, relativement le décollement, s'étend, en partant des zones voisines du fuselage, de chaque côté du fuselage et qu'elle est particulièrement accentuée aux extrémités de l'aile et au bord de fuite.

W Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej przeprowadzono pomiar aerodynamiczny płatowca słabosilnikowego „Jaskółka", konstrukcji Franciszka Kotowskiego, ze szczególnym uwzględnieniem wpływu ziemi. W przypuszczeniu, że wyniki tego pomiaru mogą zainteresować konstruktorów lotniczych, podajemy je poniżej.

Na wstępie zaznaczamy, że płatowiec jest wolnonośnym d o l n o p ł a t e m dwuosobowym z silnikiem o mocy 40 KM nadający się do szkolenia i turystyki. Z dalszych charakterystyk wymienić należy: rozpiętość $= 10\,m$, powierzchnia nośna $= 14{,}7\,m^2$, obciążenie powierzchni $= 30\,kg/m^2$, prędkość przelotowa $= 142\,km/godz.$ Liczba Reynolds'a w locie jest rzędu 3800000.

Model pomiarowy wykonano w skali 1 : 14 i badano w tunelu aerodynamicznym przy liczbie Reynolds'a $R = 214\,000$. Na ten szczegół należy zwrócić baczną uwagę, jeżeli z wyników pomiarów tunelowych usiłujemy wnioskować o warunkach lotu w rzeczywistości[1]). Zasadnicze wymiary modelu, zastosowany profil płata, położenie środka ciężkości, oznaczenia kątów, sił i momentów podano na ryc. 1.

Wyniki pomiarów wagowych na sześć składowych bez wpływu ziemi podają następujące wykresy:

1). Ryc. 1/1: Biegunowa płatowca, biegunowa równowagi, krzywa momentu $c_m = f(c_y)$, krzywa doskonałości $c_y/c_x = f(c_y)$. Moment wyznaczono względem prostej przechodzącej przez punkt O (przy krawędzi natarcia profilu płata w płaszczyźnie symetrii) prostopadle do płaszczyzny symetrii, zaś spółczynnik momentu odniesiono do głębokości t płata w tejże płaszczyźnie. Wartości charakterystycznych spółczynników sił aerodynamicznych podano na ryc. 1.

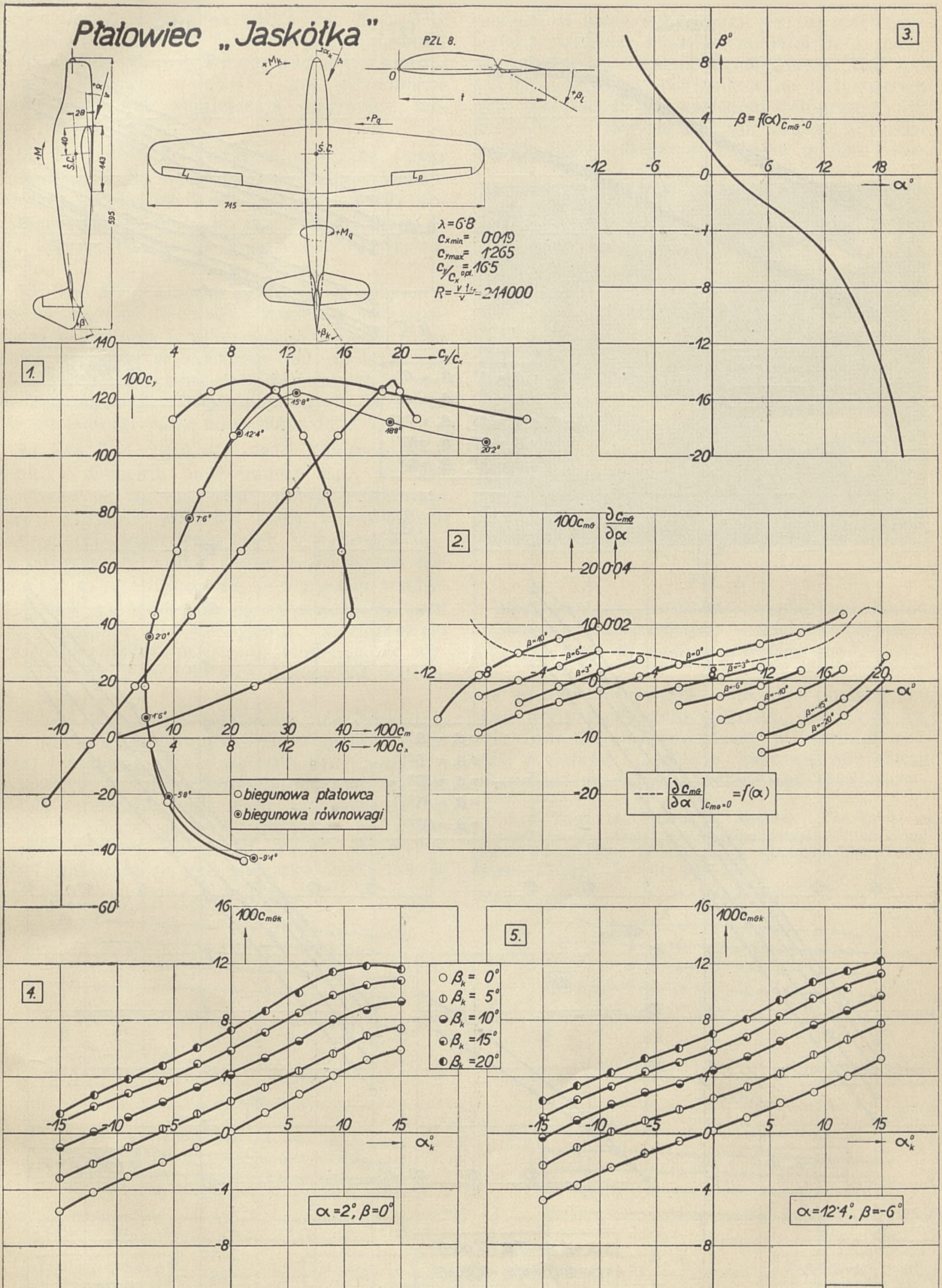
2). Ryc. 1/2: Krzywe $c_{m\,G} = f(\alpha)$ dla różnych wychyleń β steru wysokości podają zmianę momentu względem osi przechodzącej przez środek ciężkości prostopadle do płaszczyzny symetrii płatowca. Z pochylenia krzywych względem osi α dla $c_{m\,G} = 0$ wynika, że stateczność podłużna jest zachowana dla zakresu kątów natarcia założonych dla pomiaru; wartości $[\partial c_{m\,G} / \partial \alpha]_{c_{m\,G}=0}$ są normalne.

3). Ryc. 1 3. Krzywa $\beta = f(\alpha)_{c_{m\,G}=0}$ wykazuje prawidłową sterowność podłużną płatowca.

4). Ryc. 1/4 i 1/5: Układy krzywych $c_{m\,G\,k} = f(\alpha_k)$, określające zmianę spółczynnika momentu kierunkowego względem osi przechodzącej przez środek ciężkości ze zmianą kąta kierunkowego przy różnych wychyleniach β_k steru kierunkowego dla dwu stanów równowagi ($\alpha = 2^0$, $\beta = 0^0$ i $\alpha = 12{\cdot}4^0$, $\beta = -6^0$); spółczynnik momentu odniesiono do głębokości t płata w płaszczyźnie symetrii. Przebieg krzywych wskazuje na spełnienie warunków stateczności kierunkowej.

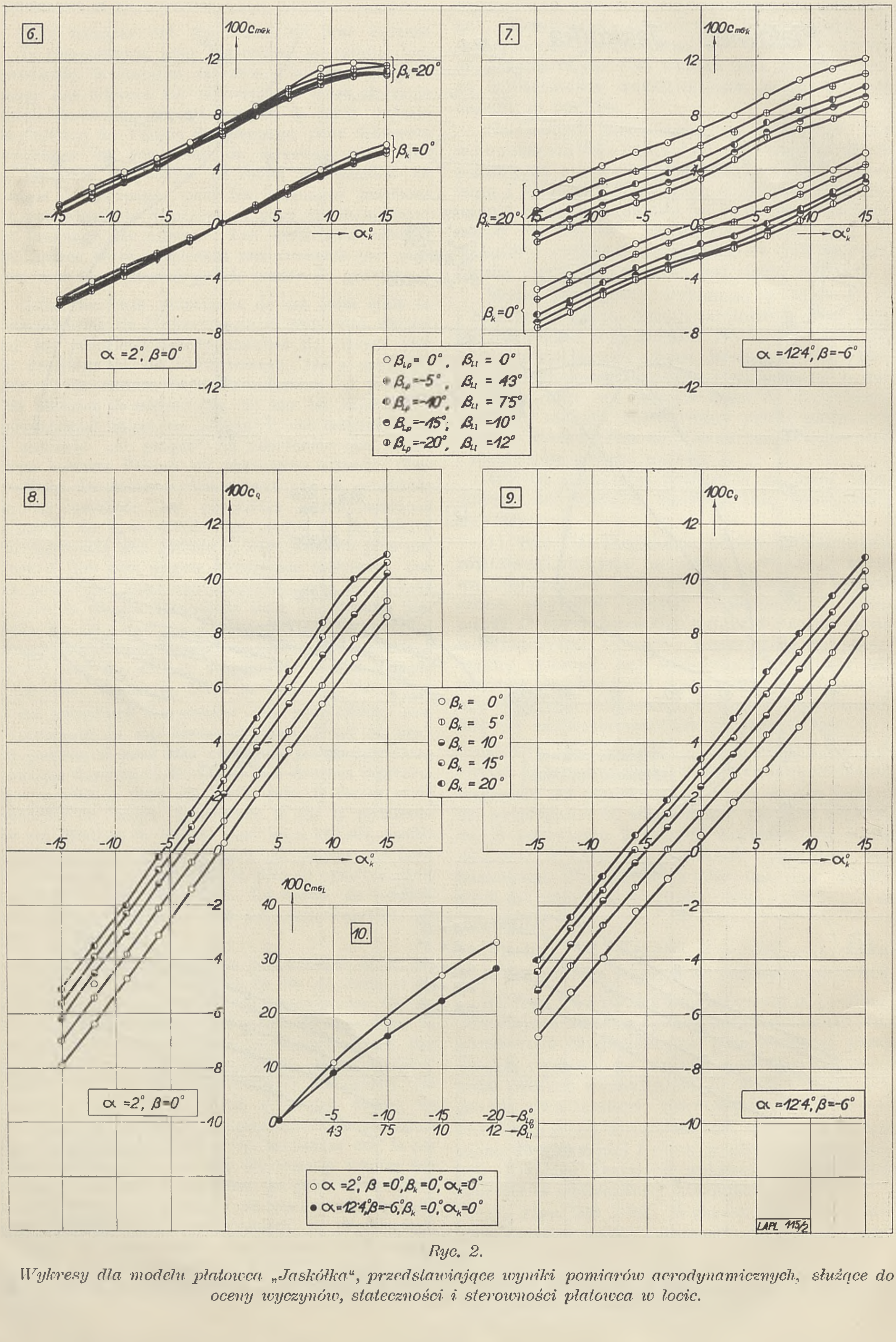
5). Ryc. 2/6 i 2/7: Wykresy $c_{m\,G\,k} = f(\alpha_k)$ dla określonych wyżej stanów równowagi przy

[1]) Porówn. Z. F u c h s: „Wiarygodność aerodynamicznych pomiarów modelowych dla rzeczywistości w locie". Lw. Czasop. Lotn. Nr 9, 1936.



Ryc. 1.

Wykresy dla modelu płatowca „Jaskółka", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny wyczynów, stateczności i sterowności płatowca w locie.



Ryc. 2.

Wykresy dla modelu płatowca „Jaskółka", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny wyczynów, stateczności i sterowności płatowca w locie.

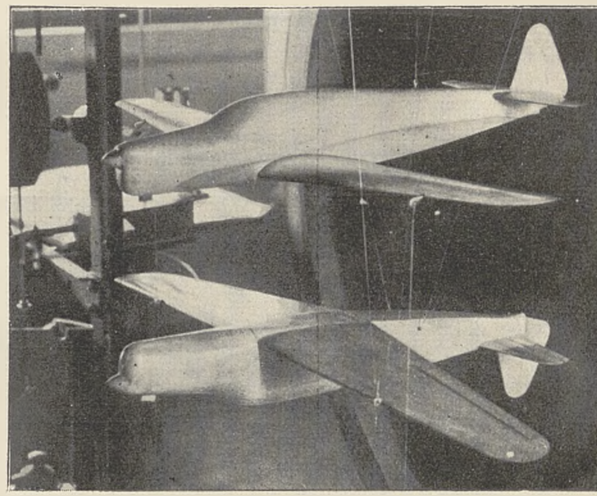
skrajnych wychyleniach β_k steru kierunkowego i różnych wychyleniach β_L lotek wyszczególnionych na wykresie (prawa lotka wychylana do góry o kąt β_{Lp}, lewa na dół o kąt β_{Ll}). Dla stanu równowagi $\alpha = 2^0$ i $\beta = 0^0$ wychylenia lotek nie powodują prawie zmiany momentu kierunkowego, zaś przy $\alpha = 12{\cdot}4^0$ i $\beta = -6^0$ odnośne wychylenia lotek zmniejszają działający moment kierunkowy.

6). Ryc. 2/8 i 2/9: Krzywe $c_q = f(\alpha_k)$ przy zmiennym β_k dla wymienionych stanów równowagi; c_q określa wielkość spółczynnika siły poprzecznej odniesionego do powierzchni płata F. Siła poprzeczna rośnie ze zwrostem α_k względnie β_k.

7). Ryc. 2/10: Zmiana spółczynnika momentu poprzecznego od lotek $c_{m\,G\,L}$ względem osi przechodzącej poziomo w płaszczyźnie symetrii przez środek ciężkości w zależności od spółczesnych kątów wychylenia lotek przy zablokowanym sterze kierunkowym dla wymienionych dwu stanów równowagi; $c_{m\,G\,L}$ odniesiono do F i l.

8). Ryc. 3/11, 3/12, 3/13 i 3/14: Zależność spółczynnika momentu poprzecznego $c_{m\,G\,q}$ od kąta kierunkowego α_k dla dwu stanów równowagi i dwu skrajnych położeń steru kierunkowego przy zmianie wychylenia lotek. Z wykresów można odczytać, że wpływ kątów α, β i β_k jest minimalny; $c_{m\,G\,q}$ zwiększa się ze wzrostem wychylenia lotek, zaś zmniejsza się z rosnącym α_k, czyli przy dodatkowym wychyleniu kierunkowym w kierunku dodatnim istnieje tendencja do wyprostowywania się płatowca dokoła osi podłużnej.

Celem wykazania własności aerodynamicznych płatowca znajdującego się w pobliżu ziemi (start i lądowanie) zastosowano przy pomiarze modelowym w tunelu aerodynamicznym zasadę odbicia zwierciadlanego. Przy zastosowaniu tej zasady zawiesza się model płatowca na wadze aerodynamicznej, natomiast drugi identyczny model umieszcza się nad nim jako maskę tak, że maska imituje obraz zwierciadlany modelu w zwierciadle, które tworzyć ma powierzchnia ziemi (fot. 1). Wobec tego odległość modelu mierzonego od powierzchni ziemi wynosi połowę odległości pomiędzy modelem mierzonym i modelem-maską. Zawieszenie modelu-maski nad modelem mierzonym uwarunkowane jest stosowanym powszechnie ze względów technicznych odwróceniem o 180° modelu mierzonego w tunelu. Metodę odbicia zwierciadlanego w miejsce prost-

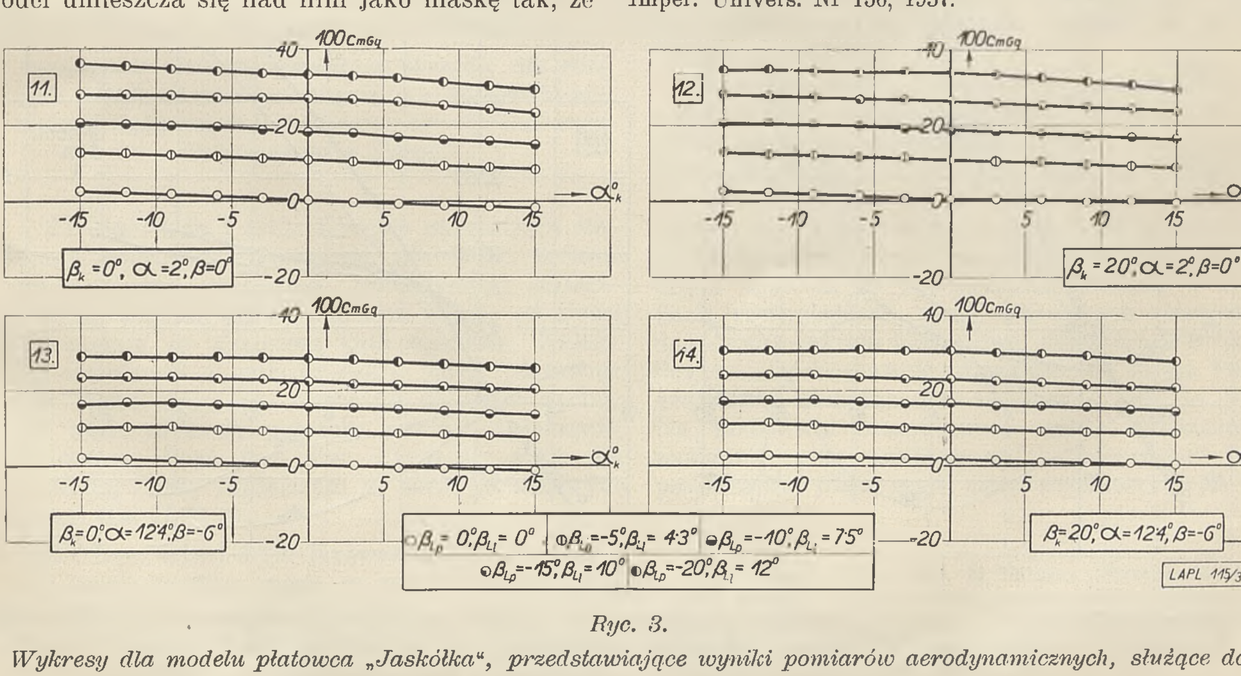


Fot. 1.

Model płatowca „Jaskółka" zawieszony wraz ze swoim „odbiciem zwierciadlanym" w tunelu aerodynamicznym dla wykazania wpływu ziemi.

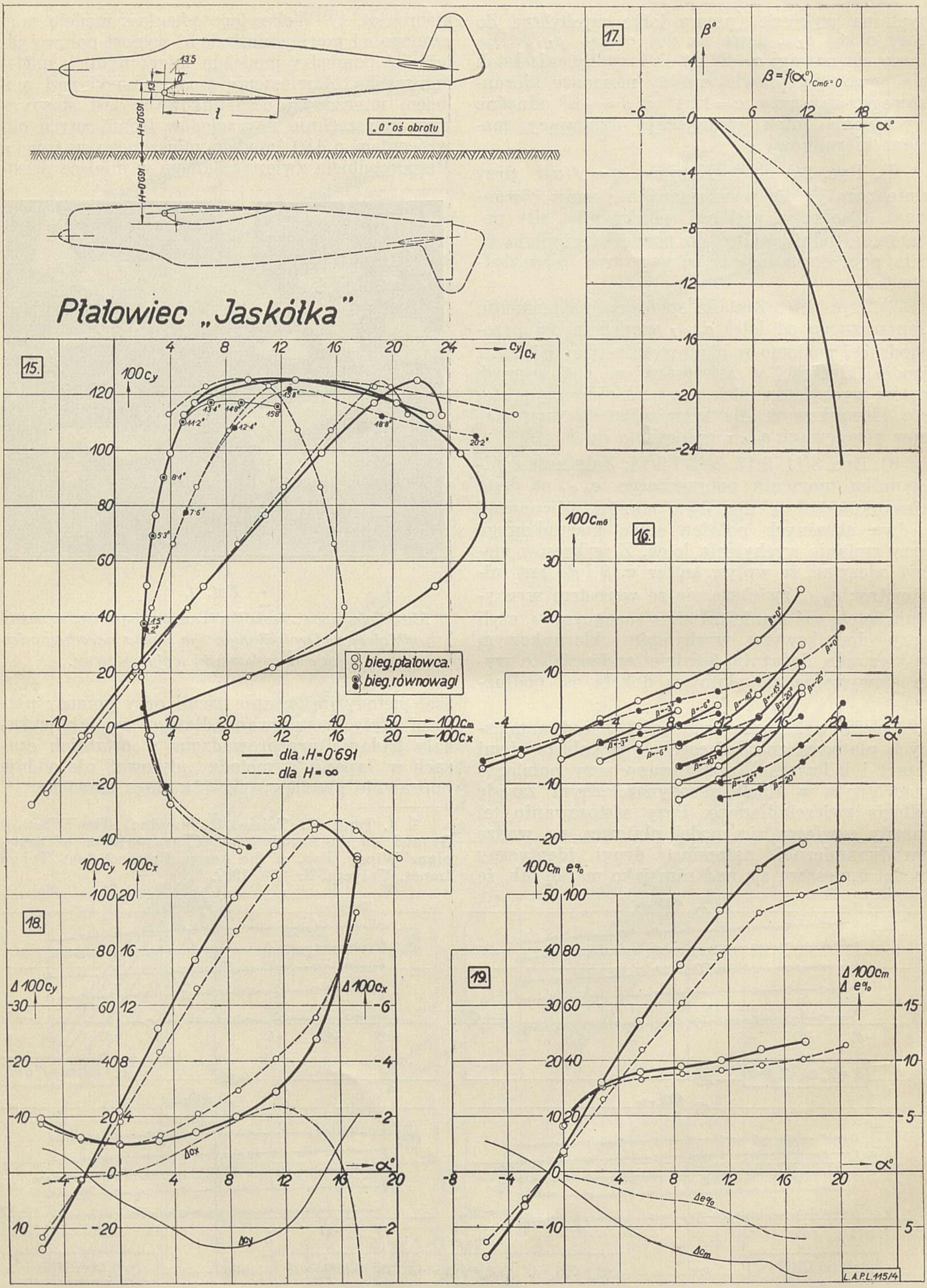
szej metody imitowania ziemi przy pomocy płaskiej płyty, zastosowano dlatego, że, jak wykazały badania przeprowadzone w ostatnich czasach w Japonii [2]), metoda „płytowa" nie oddaje poprawnie przebiegu oczekiwanego zjawiska.

[2]) I. Tani, M. Taima, S. Simidu: „The Effect of Ground on the Aerodynamic Characteristics of Monoplane Wing". Rep. of the Aeron. Research Inst., Tokyo Imper. Univers. Nr 156, 1937.



Ryc. 3.

Wykresy dla modelu płatowca „Jaskółka", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny wyczynów, stateczności i sterowności płatowca w locie.

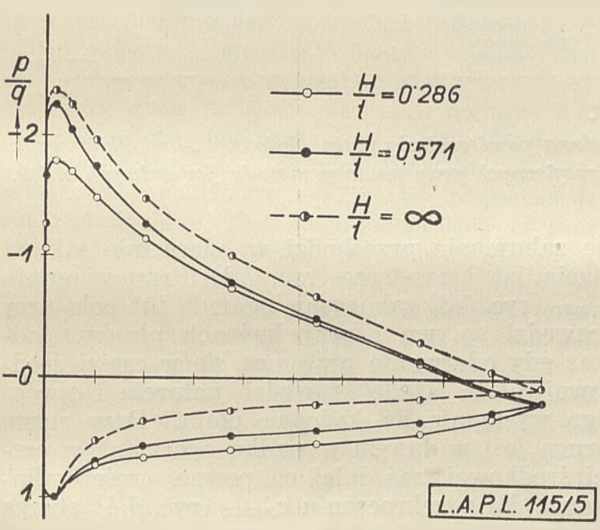


Ryc. 4.

Wykresy dla modelu płatowca „Jaskółka", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do wykazania własności aerodynamicznych płatowca, znajdującego się w pobliżu ziemi; odległość od ziemi $H = 0{\cdot}69\ t$. Dla porównania powtórzono wykresy z badań bez wpływu ziemi.

Pomiary dla uwzględnienia wpływu ziemi przeprowadzono dla odległości H od ziemi osi obrotu modelu, określonej na ryc. 4, przy czym $H = 0{\cdot}69\ t$; t oznacza cięciwę płata w płaszczyźnie symetrii. Wyniki pomiarów ujęto w następujące wykresy, na których uwidoczniono też dla porównania wyniki pomiarów dla $H = \infty$ (bez wpływu ziemi):

1). Ryc. 4/15: Biegunowa płatowca, biegunowa równowagi, krzywa momentu $c_m = f\ (c_y)$ względem osi przechodzącej przez krawędź natarcia płata w płaszczyźnie symetrii, krzywa doskonałości $c_y / c_x = f\,(c_y)$. Widoczne jest polepszenie się warunków aerodynamicznych począwszy od $c_y = \sim 0{\cdot}2$ w górę, podczas gdy wartość momentu ulega zwiększeniu powyżej $c_y = \sim 0{\cdot}4$, zaś zmniejszeniu poniżej tej wartości c_y. Godne uwagi jest znaczne polepszenie doskonałości przy dużych c_y odpowiadające przesunięciu się biegunowej w kierunku ku osi c_y. Ponadto należy podkreślić, że punkty biegunowej przy dużych c_y osiągane są wcześniej, a więc przy mniejszych kątach natarcia, aniżeli odpowiadające im punkty biegunowej przy tych samych c_y dla $H = \infty$.

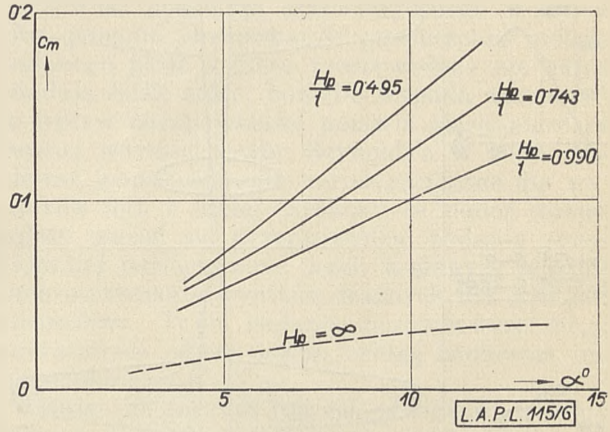


Ryc. 5.

Porównanie rozkładu ciśnień na skrzydle dla różnych odległości od ziemi H przy $c_y = 1{\cdot}16$ wedle pomiarów wykonanych w Instytucie Aerodynamicznym Uniwersytetu w Tokyo.

2). Ryc. 4/16 i 4/17: Krzywe określające statyczną podłużną stateczność płatowca, tudzież jego podłużną sterowność. Spółczynniki stateczności są większe aniżeli dla lotu daleko od ziemi i wzrastają ze wzrostem kąta natarcia. Należy być ostrożnym w pobliżu $c_{y\,max}$, gdyż płatowiec przy ziemi staje się „ciężki na głowę" i zachodzić może niekiedy potrzeba rewizji opierzenia poziomego. Poza tym ster wysokości staje się wcześniej (przy mniejszym α) mało skutecznym aniżeli dla $H = \infty$.

3). Ryc. 4/18 i 4/19: Krzywa $c_x = f\ (\alpha)$ wykazuje zmniejszenie oporu w zakresie dodatnich użytkowych kątów natarcia, podczas gdy z krzywej $c_y = f\ (\alpha)$ wynika, że wypór jest zwiększony w tym samym zakresie kątów α dla tych samych kątów natarcia przy $H = 0{,}69\ t$ i $H = \infty$. Począwszy od kąta $\alpha = \sim -2^0$ wartość c_y maleje. Analogiczny przebieg wykazuje krzywa $c_m = f(\alpha)$. Środek parcia przesuwa się wedle krzywej $e = f(\alpha)$ wraz ze wzrostem α do tyłu.



Ryc. 6.

Wyznaczony teoretycznie w Instytucie Aerodynamicznym Uniwersytetu w Tokyo wpływ ziemi na spółczynnik c_m momentu kompletnego modelu dolnopłata. H_p oznacza wysokość środka ciśnień ponad ziemią. Przyjęcie obrotu modelu dokoła środka ciśnień dla zmiany kąta α zmienia nieznacznie warunki w stosunku do warunków pomiaru, dla których przyjęto oś obrotu tuż przy krawędzi natarcia w wysokości H ponad ziemią.

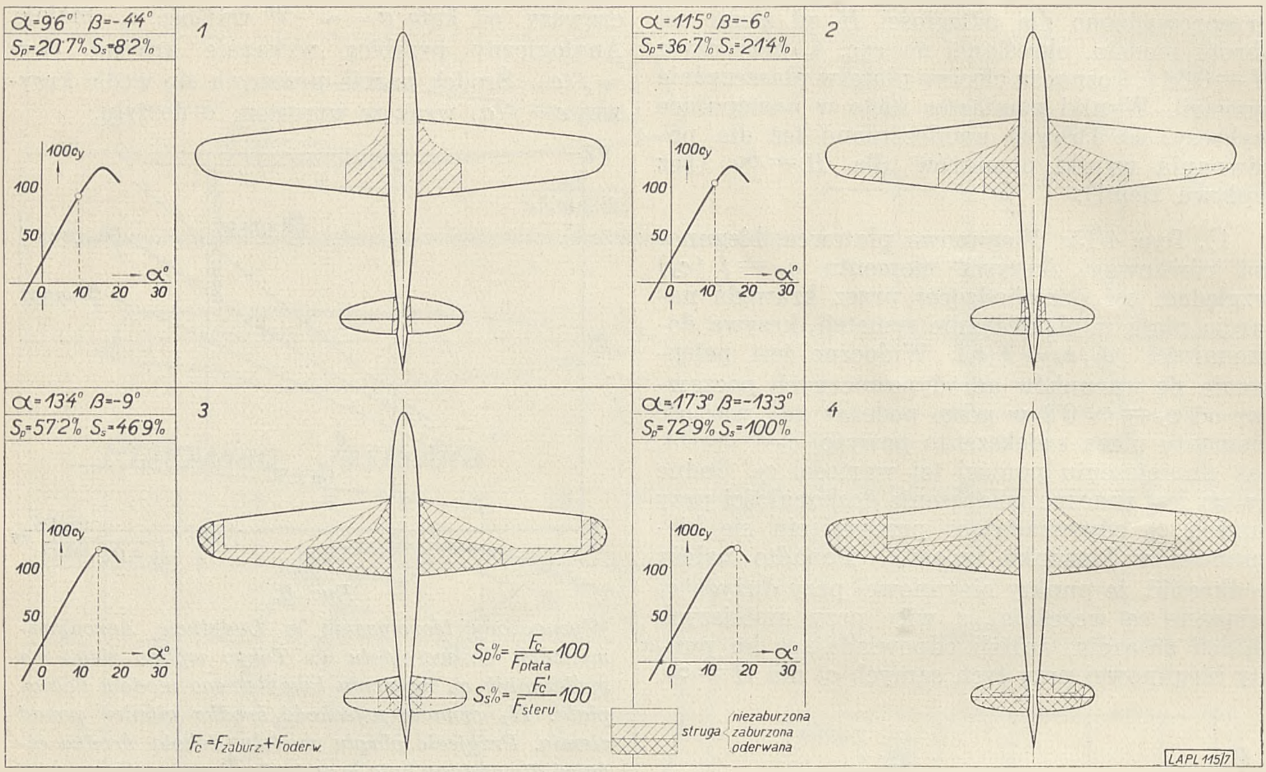
Warto nadmienić, że wedle pomiarów wykonanych w Instytucie Aerodynamicznym w Tokyo [3]) rozkład ciśnień na płacie przy $c_y = 1{\cdot}16$ dla różnych wartości H/t i dla $H/t = \infty$ (ryc. 5) wykazuje tendencję do przesuwania wypadkowej z ciśnień w kierunku do krawędzi spływu przy zbliżaniu płata do ziemi. Natomiast teoretyczne obliczenia wykonane tamże [4]) (ryc. 6) wykazują wzrost momentu z przybliżeniem modelu dolnopłata do ziemi i przy powiększeniu kąta natarcia; przy małych kątach α różnice pomiędzy wartościami c_m dla różnych zbliżeń do ziemi stopniowo zanikają.

Pomiary modelu płatowca „Jaskółka" uzupełniono badaniem warunków odrywania się strugi na górnej powierzchni płata i steru wysokości. Badanie to przeprowadzono przy pomocy tzw. metody nitkowej, polegającej na obserwacji zachowania się w tunelu aerodynamicznym krótkich nitek jedwabnych, przytwierdzonych jednym końcem do powierzchni badanej w rzędach równoległych, przy warunkach odpowiadających punktom biegunowej równowagi w okolicy $c_{y\,max}$; obserwacje utrwalano na kliszy fotograficznej, stosując czas ekspozycji $t = {}^1/_{120}$ sek. Na podstawie otrzymanych zdjęć wyznaczono następnie pola „zaburzone" i „oderwane", na powierzchni płata wzgl. steru wysokości (ryc. 7).

---

[3]) l. c.

[4]) I. Tani, H. Itokawa, M. Taima: „Further Studies of the Ground Effect on the Aerodynamic Characteristics of an Aeroplane, with Special Reference to Tail Moment". Rep. of the Aeron. Research Inst., Tokyo Imper. Univers. Nr 158, 1937.



Ryc. 7.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania strugi opływającej górną powierzchnię płata płatowca „Jaskółka" wzgl. jego steru wysokości wyznaczone na podstawie zdjęć fotograficznych przy pomocy metody jedwabnych nitek.

Pola te odpowiadają rozciągłości strugi zaburzonej i oderwanej opływającej daną powierzchnię przy stanach równowagi w pobliżu $c_{y\,max}$. Przy wyznaczaniu tych pól ograniczono się dla prostoty do obrysów złożonych z odcinków linii prostej, gdyż chodziło tylko o podanie schematów, określających miejsce pojawienia się zaburzenia wzgl. oderwania i dalszego jego rozprzestrzenienia się.

Jak wynika z ryc. 7, zaburzenie pojawia się przy zbliżaniu się do stanu, odpowiadającego $c_{y\,max}$, najpierw w środku rozpiętości płata i steru, a więc tuż przy kadłubie (ryc. 7/1), przesuwając się od krawędzi spływu ku krawędzi natarcia. Następnie zaburzenie obejmuje dalsze pola przy krawędzi spływu, zwłaszcza przy końcach płata, przy czym tuż przy kadłubie zaburzenie przechodzi w oderwanie tak na płacie, jak i na sterze (ryc. 7/2). Przy osiąganiu $c_{y\,max}$ (ryc. 7/3) zaburzenie ogarnia już pola przy krawędzi spływu i przy końcach płatów, podczas gdy oderwanie przesuwa się w części środkowej płata aż do krawędzi natarcia i oprócz tego występuje na końcach płata. Przy sterze struga jest w danym wypadku oderwana w części środkowej, zaś dalej na pewnej części zaburzona. Po przekroczeniu $c_{y\,max}$ (ryc. 7/4) struga tak na płacie, jak i na sterze jest oderwana wszędzie z wyjątkiem pól przy krawędzi natarcia poza końcami płata i steru. Wartości kątów natarcia i wychylenia steru wysokości, jak też wielkości powierzchni zaburzowej i oderwanej razem, wyrażone w procentach całkowitej powierzchni, podane są na rycinie.

Dr Inż. ZYGMUNT FUCHS

Badania wpływu „zbieżności" płatów, ułożenia skrzydeł w „strzałę" i we „V" na warunki oderwania strugi

Essai de l'influence de la „convergence", de la flèche et du dièdre de l'aile sur les conditions du décollement des filets

Pour le constructeur, les essais aérodynamiques des ailes dans les conditions correspondant au vol à petite vitesse, sont très importans. Malheureusement, en effectuant des mesures dans le tunnel aérodynamique il n'est d'ordinaire pas possible d'obtenir des résultats correspondant au vol réel, car le nombre de Reynolds ou le degré de turbulence du tunnel ne correspondent pas aux conditions du vol. De plus, la rugosité du modèle d'aile et celle de l'aile réelle ne correspondent pas toujours exactement ce qui peut influer sur l'allure des phénomènes aérodynamiques dans le voisinage de $c_{y\,max}$.

On ne peut cependant nier que les expériences comparatives effectuées dans le même tunnel, au même nombre de Reynolds, peuvent jeter du jour sur les conditions du décollement des filets sur le dos de l'aile, dans certaines circonstances. Vu ceci, on a étudié une série d'ailes au même profil, d'allongement $\lambda=5$, au même nombre de Reynolds $R=265000$, dans une veine dont le degré de turbulence était déterminé par la valeur critique du nombre de Reynolds égale à $R=224000$, pour une sphère à $c_x=0{,}3$. Les coordonnées du profil sont données ci-dessous (table). On a étudié des ailes dont „la convergence" était égale à 2 et à 4, et dont soit le bord d'attaque, soit le bord de fuite constituaient une ligne droite (fig. 1). Ensuite, on étudiait des ailes en flèche (avant ou arrière), et de plus, les mêmes ailes avec du dièdre (fig. 3).

Les essais ont été faits à l'aide de la balance aérodynamique, afin d'obtenir les valeurs caractéristiques des coefficients de forces et de couple (fig. 1, 3), ainsi qu'à l'aide de la méthode „des fils de soie". Cette méthode nous permet d'établir, en fixant sur des prises de vues l'état de perturbation et de décollement sur le dos de l'aile, des schémas de la perturbation et du décollement aux angles d'incidence α voisins de $c_{y\,max}$ (fig. 2, 4, 5, 6).

Par rapport à une aile rectangulaire du même profil, les ailes „convergentes" a et b (fig. 1) possèdent une valeur inférieure de $c_{y\,max}$, les ailes b et d — une valeur supérieure. Les angles d'incidence α, correspondant à $c_{y\,max}$, pour les ailes „convergentes" sont supérieurs aux angles respectifs de l'aile rectangulaire. Pour les ailes en flèche ou pour celles possédant du dièdre, les valeurs de $c_{y\,max}$ décroissent dans l'ordre suivant: G, D, E, B, A, F, C, J, H (fig. 3). Les angles d'incidence correspondants sont, en valeur absolue, plus grands que les angles respectifs pour l'aile rectangulaire.

La perturbation, ou le décollement, des filets se propage, dans les ailes convergentes a et c, des extrémités de l'aile et du bord de fuite vers le milieu de l'envergure de l'aile ainsi que vers le bord d'attaque. Dans les ailes b et d, au contraire, la perturbation se propage principalement du milieu de l'aile, au bord de fuite, vers les extrémités et le bord d'attaque. Dans les ailes en flèche arrière de A jusqu'à G, le décollement des filets se propage de la même manière que dans les ailes convergentes a et c; dans les ailes H et J, en flèche avant, le décollement a lieu de même que dans les ailes b et d.

Dans les schémas de la perturbation, ou du décollement, sont toujours données, de plus de l'angle d'incidence α, les valeurs S déterminant la grandeur de la surface totale perturbée et décollée en pour-cents de la surface entière de l'aile.

Finalement, l'auteur met en évidence les essais du prof. B. M. Jones, d'après lesquels certains profils minces à faible courbure manifestent, particulièrement aux petits nombres de Reynolds, une tendance au décollement „avant", c'est-à-dire se propageant à partir du bord d'attaque; la courbe $c_y=f(\alpha)$ montre, dans ce cas, un décroissement abrupt pour $c_{y\,max}$.

Warunki lotu w pobliżu $c_{y\,max}$ nie dają się zazwyczaj odtworzyć wiernie w tunelach aerodynamicznych. Powodem tego stanu rzeczy jest, że liczba Reynolds'a osiągalna w istniejących tunelach jest w większości wypadków znacznie niższą, aniżeli w locie, po wtóre burzliwość strugi w tunelu jest zazwyczaj większa, aniżeli burzliwość powietrza atmosferycznego w czasie lotu, ponadto chropowatość powierzchni modelu badanego płata i płata rzeczywistego nie odpowiadają ściśle sobie; ponadto wypada zaznaczyć, że wpływ chropowatości pojawia się dopiero od pewnej wartości liczby Reynolds'a w górę. Ponieważ jednak badania aerodynamiczne dla warunków lotu o małej szybkości są nader ważne, należy starać się przeprowadzić badania przynajmniej porównawcze, jeżeli w danych warunkach otrzymanie wyników ważnych dla lotu jest niemożliwe. Takie badania porównawcze mogą niewątpliwie oddać pewną usługę badaczom lub konstruktorom.

Mając na uwadze ten cel, przeprowadziliśmy badanie warunków zaburzenia wzgl. oderwania strugi na płatach o tym samym profilu, określonym przez podane niżej spółrzędne (tabela), przy liczbie Reynolds'a $R=265000$, bądź to zmieniając obrys płatów przez założenie różnych „zbieżności", bądź też stosując skrzydła ułożone w rzucie poziomym w „strzałę" wzgl. ponadto w rzucie poziomym w układ „V". Badania przeprowadzono częściowo przy pomocy wagi aerodynamicznej, na podstawie których wyznaczono następnie wartości charakterystycznych spółczynników aerodynamicznych, częściowo zaś przy pomocy zdjęć fotograficznych stanów zaburzenia i oderwania na górnej powierzchni płata, uwidocznionych przez zachowanie się krótkich jedwabnych nitek przytwierdzonych jednym końcem do powierzchni płata.

Wyniki wagowych pomiarów porównawczych dla wykazania wpływu zbieżności płata przedstawia ryc. 1. Badane były cztery płaty o tej samej powierzchni i tym samym wydłużeniu $\lambda=5$, lecz o zmiennej zbieżności określonej przez stosunek głębokości płata w płaszczyźnie symetrii do głębokości płata przy jego końcach, a mianowicie przyjęto $\frac{t_w}{t_z}=2$ i $\frac{t_w}{t_z}=4$, przy czym jedna para modeli miała krawędź spływu, zaś druga para krawędź natarcia w postaci linii prostej (ryc. 1 schematy a, b, c, d). Widoczne jest, że największą wartość $c_{y\,max}$ wykazuje płat d, zaś następnie coraz to mniejsze wartości mają płaty b, a, c. W stosunku do płata prostokątnego o tym samym profilu płaty a i c o krawędzi spływu w postaci linii prostej wykazują niższą wartość $c_{y\,max}$, zaś płaty b i d o krawędzi natarcia w postaci linii prostej wyższą wartość $c_{y\,max}$. Kąty natarcia α dla $c_{y\,max}$ są wyższe dla płatów zbieżnych, aniżeli dla płata prostokątnego i to przy większej zbieżności wyższe aniżeli przy mniejszej zbieżności: natomiast przy równej zbieżności wykazują płaty o krawędzi natarcia w postaci prostej wyższe kąty α dla $c_{y\,max}$ aniżeli płaty o krawędzi spływu w postaci prostej [ryc. 1: $c_{y\,max}=f\ (\alpha)$].

Wartość momentu względem osi przechodzącej przez krawędź natarcia w płaszczyźnie

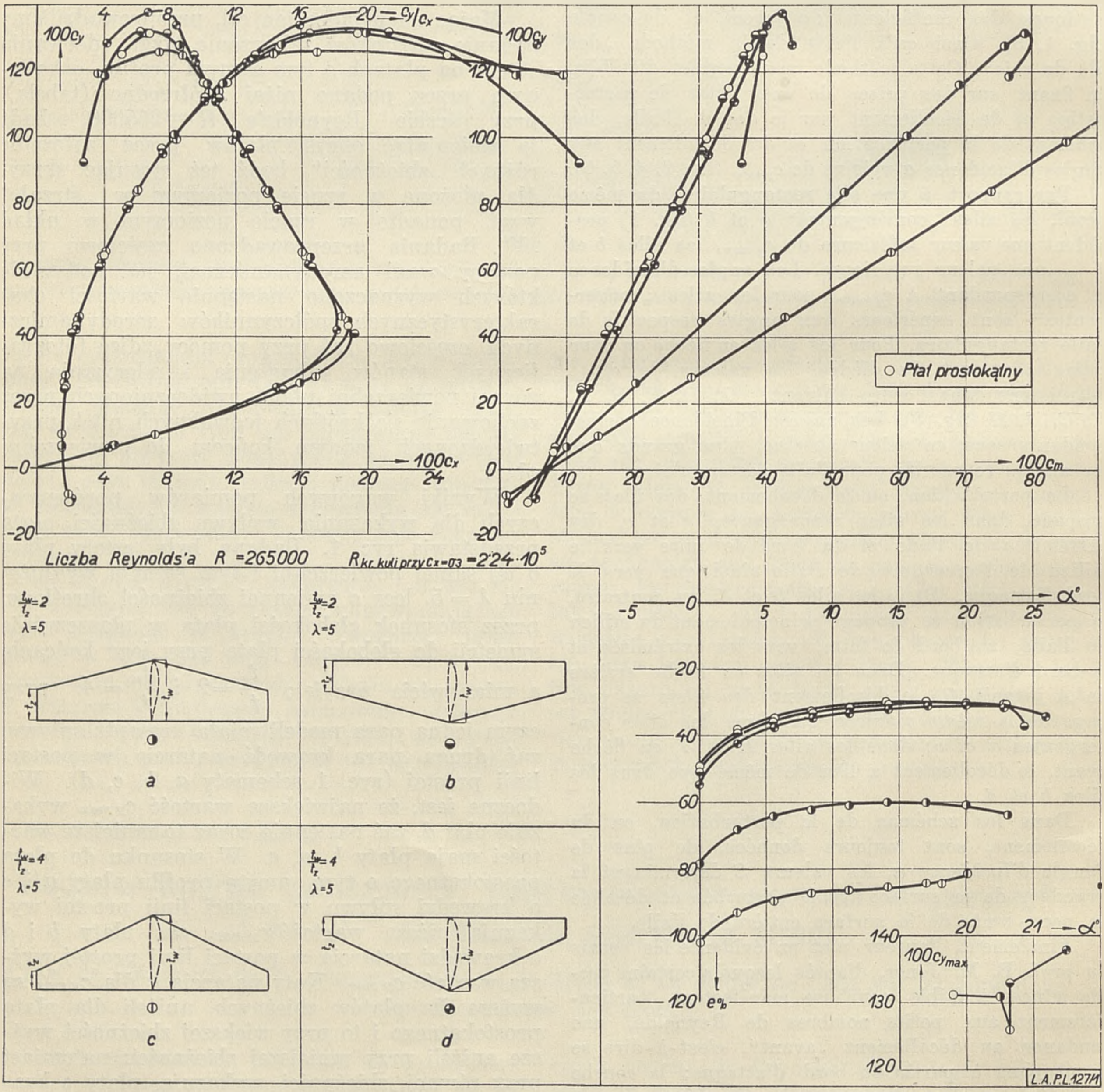
Tabela: Spółrzędne profilu.

x/t	0,0000	0,0200	0,0500	0,1000	0,1600	0,2000	0,2500
y_g/t	0,0000	0,0408	0,0642	0,0874	0,1038	0,1106	0,1162
y_d/t	0,0000	—0,0205	—0,0277	—0,0329	—0,0353	—0,0357	—0,0360

x/t	0,3000	0,4000	0,5000	0,7000	0,8000	0,9000	1,0000
y_g/t	0,1186	0,1160	0,1050	0,0704	0,0488	0,0250	0,0000
y_d/t	—0,0357	—0,0350	—0,0318	—0,0216	—0,0152	—0,0081	—0,0013

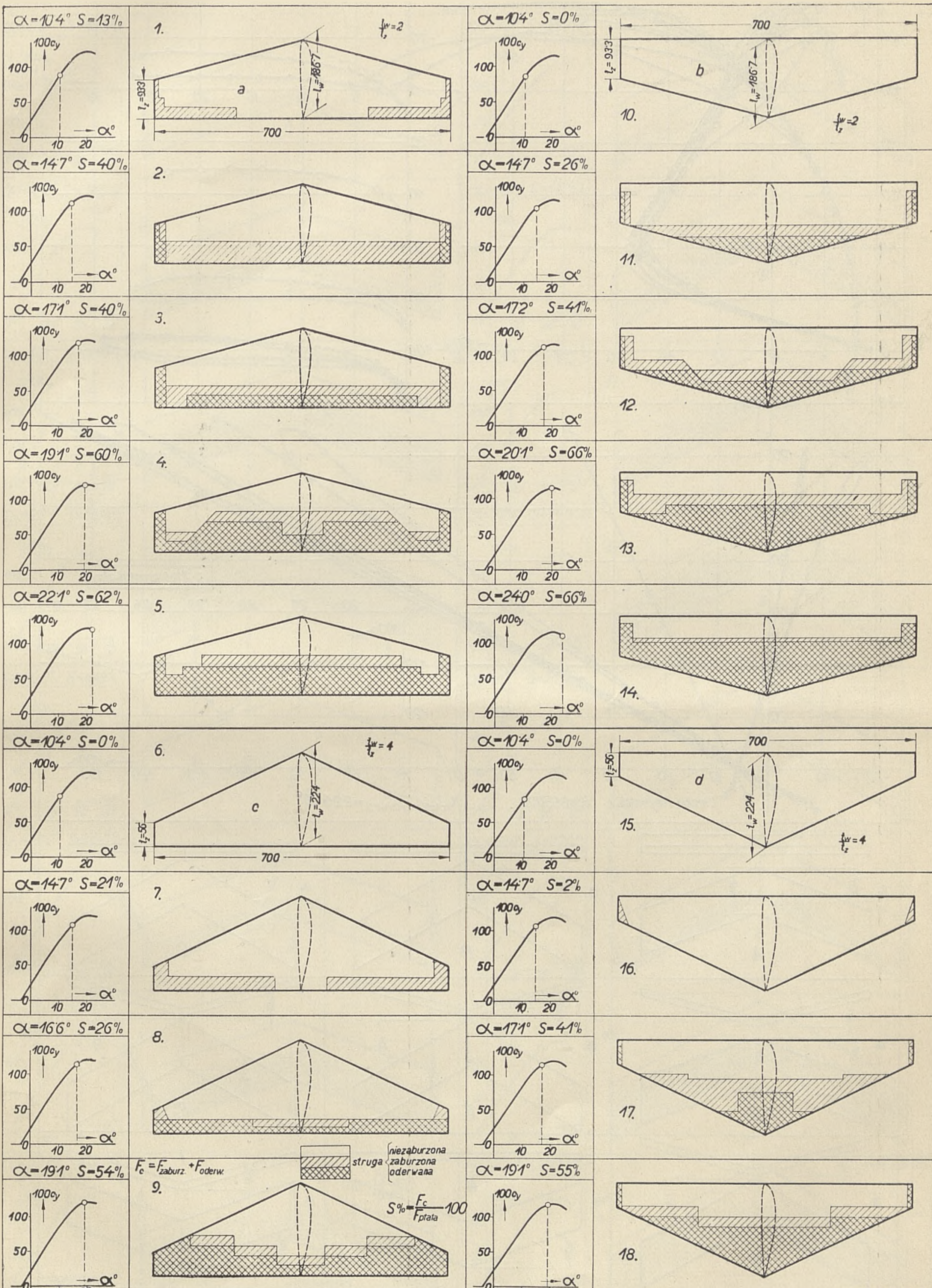
symetrii prostopadle do niej wzrasta przy danym c_y od wartości dla płata b poprzez wartość dla płata d i a do wartości dla płata c. Równolegle z tym oddala się środek parcia od tejże osi dla poszczególnych płatów [wykresy $e = f(\alpha)$]; e wyrażono w procentach cięciwy płata.

Na ryc. 2 przedstawiono schematy stanów zaburzenia wzgl. oderwania strugi na górnej powierzchni płatów dla kątów natarcia w pobliżu $c_{y\,max}$, otrzymanych na podstawie zdjęć fotograficznych nitek jedwabnych umocowanych w kilku rzędach na powierzchni płatów. Przy każdym schemacie podano kąt natarcia α, wiel-



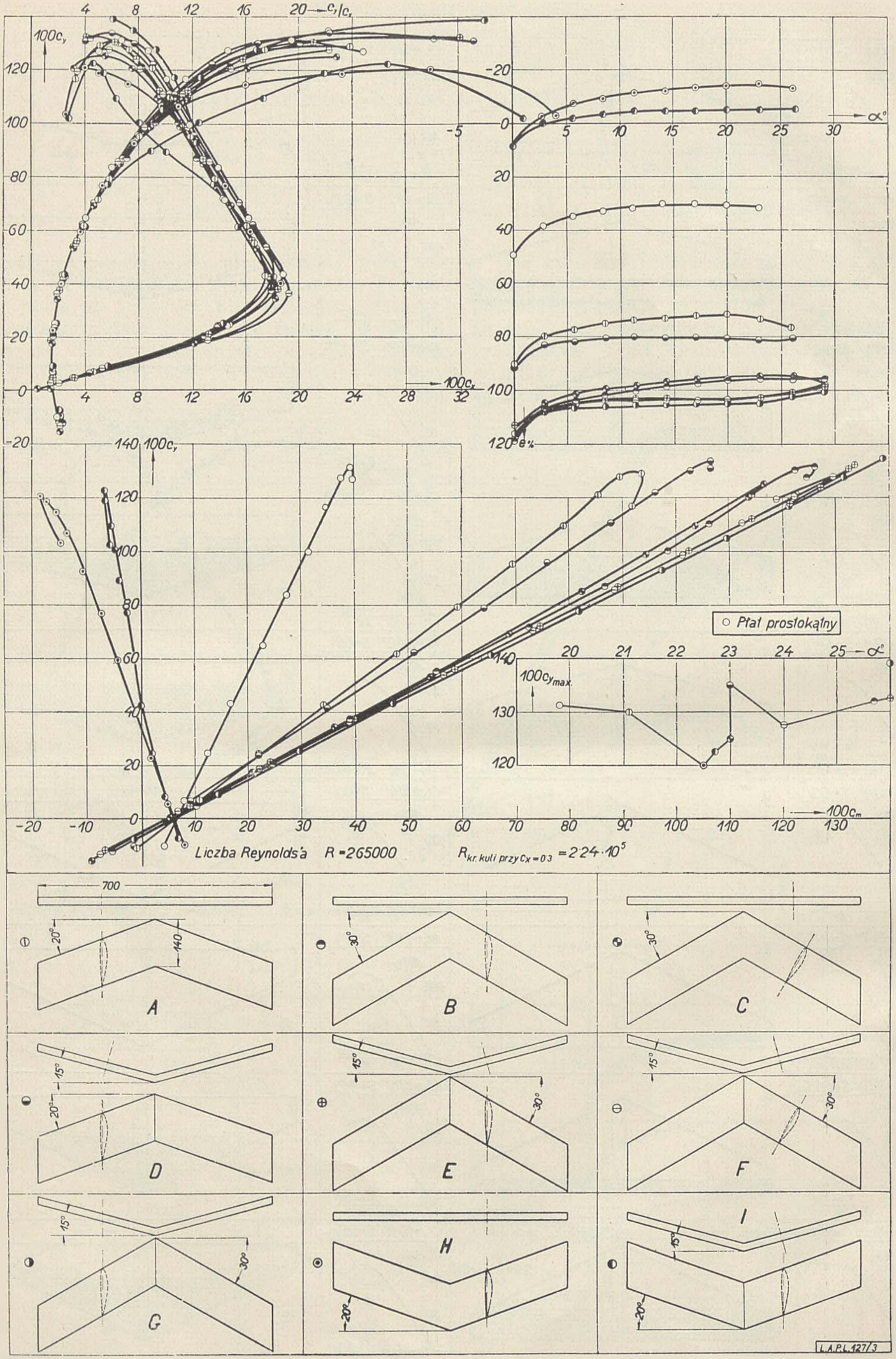
Ryc. 1.

Wykresy dla modeli płatów „zbieżnych" o tym samym profilu, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służących do oceny wpływu „zbieżności" na układ sił aerodynamicznych w pobliżu $c_{y\,max}$. Wyniki te mogą służyć tylko dla celów porównawczych w tych samych warunkach.



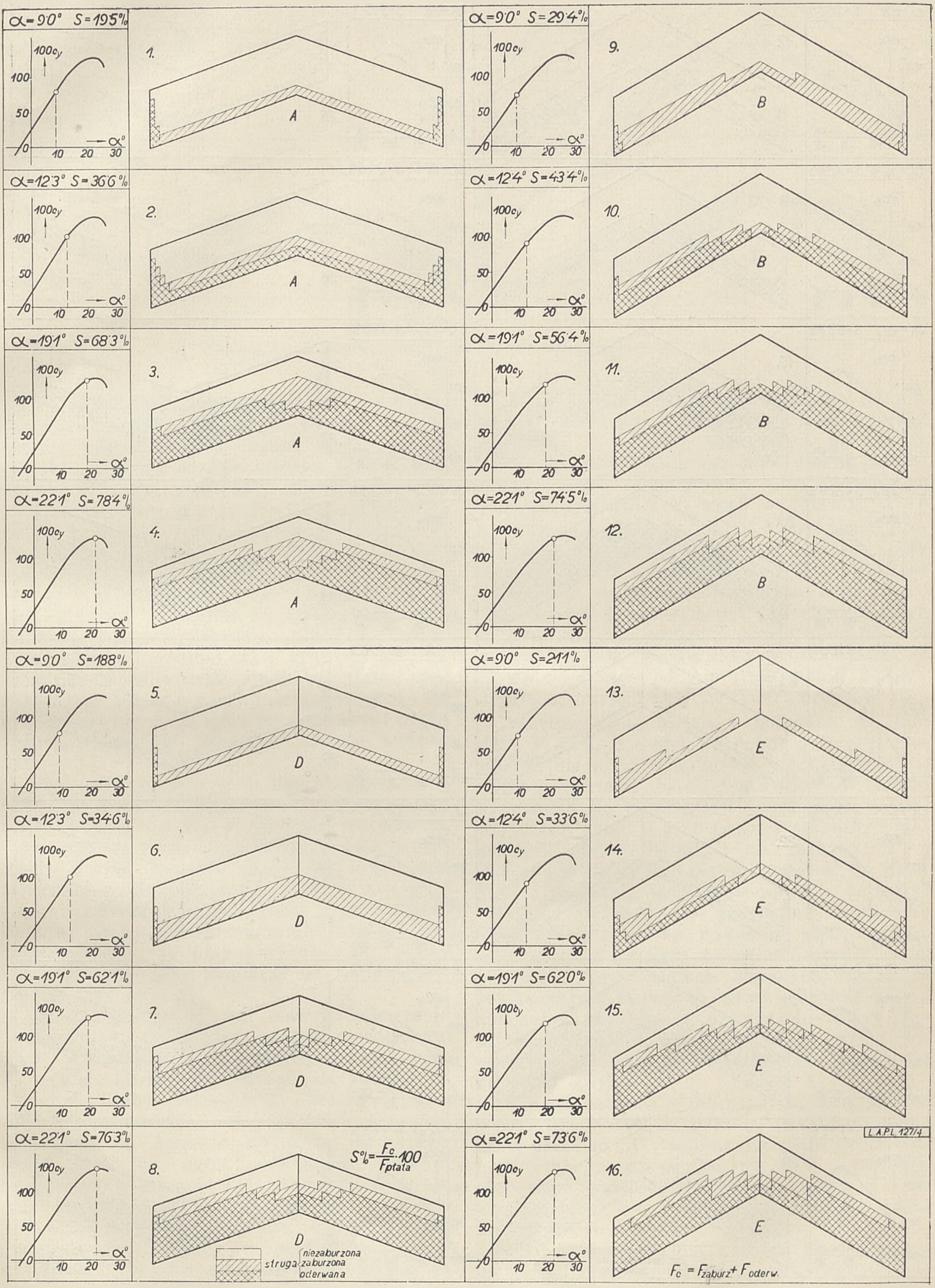
Ryc. 2.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania strugi opływającej górną powierzchnię płatów zbieżnych o tym samym profilu, wyznaczone na podstawie zdjęć fotograficznych w tunelu aerodynamicznym przy pomocy metody jedwabnych nitek w warunkach określonych na ryc. 1.



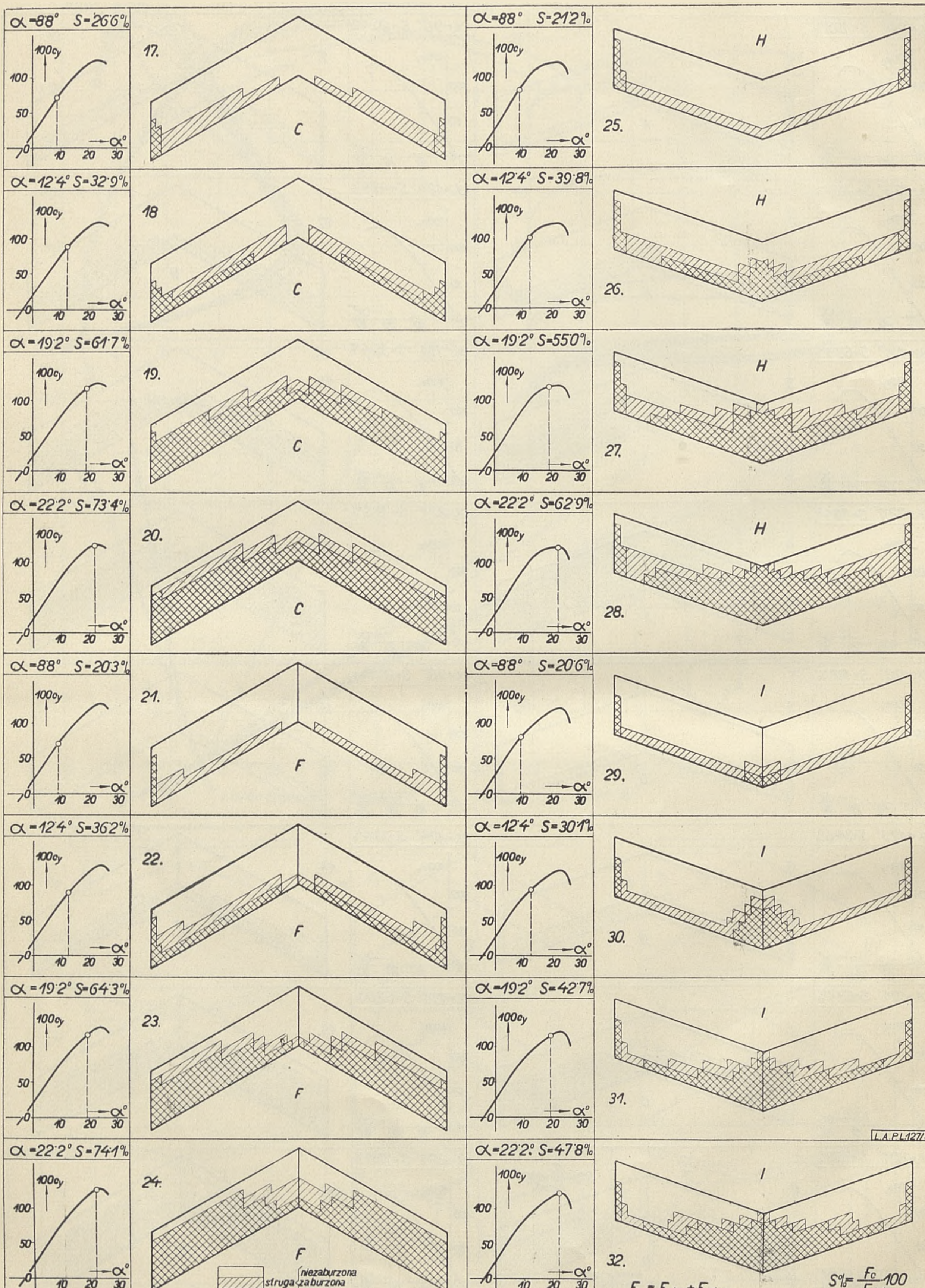
Ryc. 3.

Wykresy dla modeli płatów o skrzydłach ułożonych w „strzałę" i we „V" o tym samym profilu, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służących do oceny wpływu „strzały" i „V" na układ sił aerodynamicznych w pobliżu $c_{y\,max}$. Wyniki te mogą służyć tylko dla celów porównawczych w tych samych warunkach.



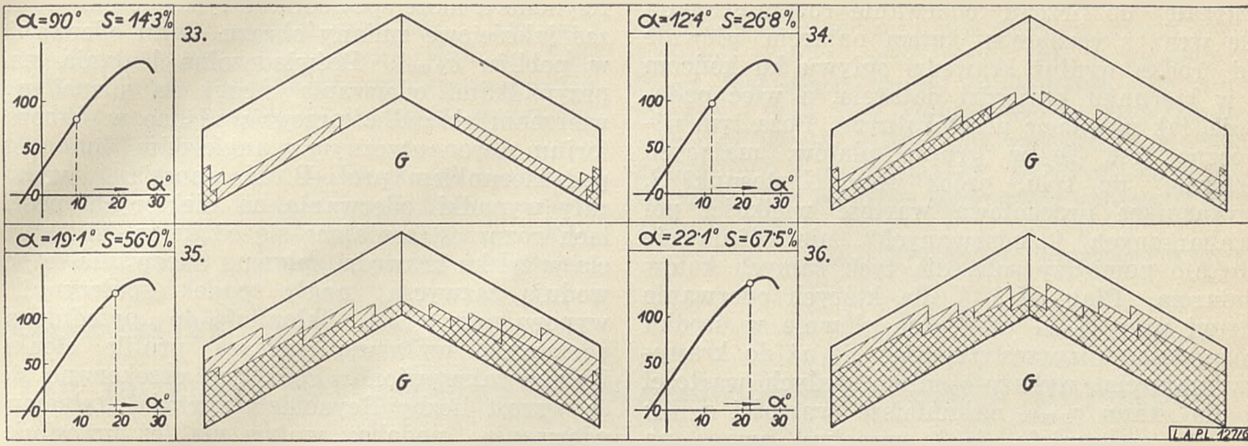
Ryc. 4.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania strugi opływającej górną powierzchnię płatów o skrzydłach ułożonych w „strzałę" i we „V" o tym samym profilu, wyznaczone na podstawie zdjęć fotograficznych w tunelu aerodynamicznym przy pomocy metody jedwabnych nitek w warunkach określonych na ryc. 3.



Ryc. 5.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania strugi opływającej górną powierzchnię płatów o skrzydłach ułożonych w „strzałę" i we „V" o tym samym profilu, wyznaczone na podstawie zdjęć fotograficznych w tunelu aerodynamicznym przy pomocy metody jedwabnych nitek w warunkach określonych na ryc. 3.



Ryc. 6.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania itd., jak na ryc. 5.

kości *S* powierzchni, wzdłuż której występuje zaburzenie i oderwanie strugi (razem), w procentach całkowitej powierzchni płata, tudzież wykres $c_y = f(\alpha)$ z zaznaczeniem punktu na krzywej, któremu odpowiada odnośny schemat.

Widoczne jest, że przy obrysie *a* o zbieżności równej 2, tudzież przy obrysie *c* o zbieżności równej 4, zaburzenie strugi opływającej rozprzestrzenia się od końców płata i krawędzi spływu w kierunku do środka rozpiętości płata i ku krawędzi natarcia; następujące po nim oderwanie strugi występuje na płacie *a* począwszy od końców i średniej części krawędzi spływu, obejmując głównie część środkową płata, podczas gdy na płacie *c* oderwanie, przesuwając się od końców i krawędzi spływu ku środkowi płata, rozprzestrzenia się raczej w okolicy końców płata.

Przy obrysach *b* i *d* o zbieżnościach 2 i 4 oderwanie postępuje naprzód głównie od środka przy krawędzi spływu w kierunku ku końcom i krawędzi natarcia, przy czym obrys *d* wykazuje w dużym zakresie kątów natarcia brak oderwania wzdłuż przeważnej części krawędzi spływu, zwłaszcza w miejscach przy końcach płata, co nie jest bez znaczenia dla konstruktora. Przypominamy, że płat *d* wykazał też pewne dodatnie cechy przy pomiarze na wadze aerodynamicznej (ryc. 1).

Należy podkreślić, że obrazy zaburzenia i oderwania strugi na górnej powierzchni płata w pobliżu $c_{y\,max}$ zależą nawet przy tej samej burzliwości strugi w tunelu od wielkości liczby Reynolds'a. Odnośne badania przeprowadzone w National Physical Laboratory w Anglii [2]) wykazały, że wpływ efektu skali na obraz oderwania objawia się głównie w zmianie kąta natarcia. Tak np. przy płatach o obrysie eliptycznym i profilu R. A. F. 15 powiększenie liczby Reynolds'a powodowało przy kątach w pobliżu oderwania wystąpienie obrazów oderwania podobnych do tych, jakie otrzymujemy przy niższych kątach natarcia przy mniejszej liczbie Reynolds'a.

[2]) H. B. Irving. Some Notes on Tapered Wings. The Effects of Brake Flaps, Taper and „Sweep" on Stalling. Aircraft Engineering, 1937, Nr 96.

Wyniki pomiarów wagowych dla płatów przy zastosowaniu „strzały" w tył wzgl. naprzód i układu „*V*" w górę zebrane są na ryc. 3. Wszystkie płaty mają ten sam profil, a mianowicie profil zastosowany przy skrzydłach o różnej zbieżności, to samo wydłużenie $\lambda = 5$ i równą powierzchnię płata. Płaszczyzna profilu przebiega bądź to równolegle do płaszczyzny symetrii, jak w wypadkach *A*, *B*, *G*, *H*, bądź też prostopadle do powierzchni płata w kierunku równoległym do osi symetrii, jak w wypadkach *D*, *E*, *I*, lub też wreszcie prostopadle do powierzchni płata w kierunku prostopadłym do krawędzi natarcia, jak w przypadkach *C*, *F*. Przy strzałach przyjęto kąty 20^0 i 30^0, przy „*V*" 15^0.

Wartości $c_{y\,max}$ maleją w porządku: *G*, *D*, *E*, B, A, F, C, I, H. Jeżeli zwrócimy uwagę, że biegunowa dla płata G wykazuje prócz najkorzystniejszej wartości $c_{y\,max}$ tendencję do stałego wznoszenia się w punktach szczytowych, to należy uznać układ *G* jako najkorzystniejszy z danej serii płatów odnośnie do zachowania się jego w pobliżu $c_{y\,max}$. Należy podnieść, że płaty *E*, *F*, *G* posiadają identyczne kąty dla „strzały" i „*V*". Z płatów *B* i *C*, posiadających wspólny kąt „strzały", płat *B* wykazuje wyższe $c_{y\,max}$. Oś momentów przyjęto do obliczeń analogicznie, jak wyżej przy płatach zbieżnych; położenie środka parcia określono przez odległość od osi momentów wyrażoną w procentach cięciwy płata. Widoczne jest, że układ „*V*" (w rzucie pionowym) powoduje wędrówkę środka parcia ku krawędzi spływu.

Kąty natarcia α dla $c_{y\,max}$ są bezwzględnie wyższe dla płatów ze „strzałą" wzgl. ze „strzałą" i układem „*V*", aniżeli dla płata prostokątnego o tym samym profilu [ryc. 3: $c_{y\,max} = f(\alpha)$]. Najwyższe wartości α wykazują płaty *E* i *G*, a mianowicie $\alpha = 26^0$, podczas gdy dla płata prostokątnego $\alpha = 19{,}8^0$.

Schematy zaburzenia wzgl. oderwania strugi na górnej powierzchni płata przedstawione są na ryc. 4, 5 i 6. Płaty od *A* do *G*, mające „strzałę" do tyłu, wykazują oderwanie strugi postępujące od końców i krawędzi spływu płata w kierunku do środka płata i ku krawędzi natarcia; natomiast na płatach *H* i *I*, mających

„strzałę“ do przodu ,oderwanie rozprzestrzenia się wraz z rosnącym kątem natarcia głównie od środka wzdłuż krawędzi spływu ku końcom i w kierunku krawędzi natarcia, a więc podobnie, jak na płacie prostokątnym. Poza tym widoczne jest, że w grupie płatów, mających „strzałę“ do tyłu, prócz płata *G* stosunki *S*, wykazujące procentową wartość wielkości pól „zaburzonych“ i „oderwanych“, nie różnią się zbytnio pomiędzy sobą dla tych samych kątów natarcia. Płaty *H* i *I*, dla których oderwanie strugi przy $c_{y\,max}$ występuje głównie w środku rozpiętości, rozprzestrzeniając się aż do krawędzi natarcia, wykazują mimo małych wartości *S* dla stanu $c_{y\,max}$ najmniejsze wartości $c_{y\,max}$; jest to zrozumiałe, jeśli zwrócimy uwagę na fakt, że poważny udział wyporu pochodzi właśnie od tych części środkowych płata.

We wszystkich naszych pomiarach przeprowadzonych dla płatów o tym samym profilu, przy tej samej liczbie Reynolds'a i niezmiennej burzliwości strugi, ale przy zmiennym obrysie wzgl. ukształtowaniu płata, a mianowicie przy zastosowaniu różnej zbieżności „strzały“ naprzód lub w tył i układu „V“, oderwanie postępywało stale, jakkolwiek w różny sposób, od krawędzi spływu ku krawędzi natarcia. Nie należy sądzić, że zmiana profilu lub liczby Reynolds'a może spowodować tylko ilościowe, nie zaś jakościowe zmiany obrazu stanu oderwania w pobliżu $c_{y\,max}$. Doświadczalne badania nad przypadkami oderwania strugi na górnej powierzchni skrzydła, przeprowadzone w Laboratorium Aeronautycznym w angielskim Cambridge pod kierunkiem prof. B. M. Jones'a [3]), wykazały wypadki oderwania na niektórych profilach rozprzestrzeniające się od krawędzi natarcia w tył ku krawędzi spływu. Oderwania te powodują zazwyczaj nagły spadek spółczynnika wyporu przy $c_{y\,max}$. Skłonność do „przedniego“ oderwania wykazują zwłaszcza profile cienkie i słabo zakrzywione. Poza tym przekonano się, że wzrost liczby Reynolds'a sprzyja „tylnemu“ oderwaniu; podobny wpływ ma też przesunięcie największej grubości profilu ku przodowi. Nasuwa się pytanie, który z wymienionych powyżej wpływów ma większe znaczenie i wpływ na warunki oderwania strugi na górnej powierzchni płata w pobliżu $c_{y\,max}$, a mianowicie czy profil, obrys wzgl. ukształtowanie płata, liczba Reynolds'a wzgl. burzliwość strugi? Na wielką wagę tego pytania chcielibyśmy zwrócić uwagę konstruktora płatowców.

---

[3]) An Experimental Study of the Stalling of Wings, Rep. & Mem. Nr 1588, 1933.

PRACE INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I MOTOSZYBOWNICTWA

Zagadnienia lotu nurkowego szybowców i motoszybowców.

Problèmes du vol piqué des planeurs et des motoplaneurs.

Les motoplaneurs ainsi que les planeurs (particulièrement ceux de performance et acrobatiques) peuvent souvent se trouver en vol piqué ou dans des régimes du vol très voisins au piqué. Un régime du vol piqué peut souvent s'établir malgré la volonté du pilote, p. ex. lors d'un vol en nuages, dans une évolution acrobatique exécutée d'une manière incorrecte etc.

Dans la recherche des critères pour les vitesses admissibles en piqué qui, dans la mesure du possible, tiendraient compte, de plus des caractéristiques aérodynamiques du planeur ou du motoplaneur et de la charge par unité de surface, aussi du facteur réaction du pilote (précisément par égard à la possibilité d'un piqué ou d'un régime du vol voisin du piqué involontaires) on a proposé d'adopter comme vitesse admissible en piqué, la vitesse que le planeur va atteindre en piquant pendant un temps fixé par convention, en supposant que le vol piqué commence à une altitude choisie également par convention. Cette définition a été soit la base des travaux des collaborateurs d'alors de l'I. T. S., soit l'inspiration à la recherche d'autres critères.

En voulant fournir plus des matériaux qui, cependant, doivent toujours être considérés comme matériaux de discussion, nous donnons des diagrammes étudiés par M. Piątek et des explications concernant le postulat de limitation de la vitesse en piqué par le choix d'un certain temps de la chute libre, ainsi que l'étude de l'ing. Krzywobłocki s'occupant du problème du vol piqué d'une manière plus détaillée.

Zarówno motoszybowce jak i szybowce (szczególnie wyczynowe i akrobacyjne) mogą się często znaleźć w locie nurkowym lub w stanach lotu bardzo zbliżonych do nurkowania, przy czym stan lotu nurkowego może często zaistnieć bez woli pilota, np. w locie w chmurach, nieprawidłowo wykonanej akrobacji itp.

Doceniając ważność zagadnienia lotu nurkowego oraz związanej z tym kwestii znalezienia logicznych kryteriów dla przyjmowania obliczeniowych (dopuszczalnych) prędkości nurkowania, ITS od dłuższego czasu prowadził studia teoretyczne tego problemu. Poza tym wykonano pomiary narastania prędkości w rzeczywistym locie nurkowym, oraz znaleziono odkształcenia płatów w nurkowaniu właściwym oraz ślizgu na ogon.

Szukając dla dopuszczalnych prędkości nurkowania takich kryteriów, które możliwie uwzględniłyby poza charakterystykami aerodynamicznymi szybowca czy motoszybowca, oraz obciążeniem powierzchni również czynnik reakcji pilota, właśnie ze względu na możliwość nie umyślnego znalezienia się w locie nurkowym, stanie bliskim nurkowania, zaproponowano przyjmować jako dopuszczalną prędkość nurkowania tę prędkość, jaką osiągnie szybowiec nur-

kując w ciągu umownie ustalonego czasu, pod założeniem rozpoczęcia nurkowania z umownie przyjętej wysokości. To założenie stało się bądź podstawą pracy ówczesnych współpracowników ITS, bądź też inspiracją do szukania innych nowych kryteriów.

Pragnąc dostarczyć możliwie jak najwięcej materiałów, które jednak wciąż jeszcze należy traktować jako materiał dyskusyjny, podajemy opracowane przez p. Piątka wykresy i wyjaśnienia dotyczące postulatu ograniczenia prędkości nurkowania przez przyjęcie pewnego czasu swobodnego spadku, oraz pracę inż. Krzywobłockiego, traktującą szerzej zagadnienia lotu nurkowego. Poza tym zamieścimy w najbliższym numerze wyniki niektórych pomiarów w locie związanych z zagadnieniem nurkowania i odkształceniami skrzydła jakie mają miejsce w tym rodzaju lotu.

Inż. WIESŁAW STĘPNIEWSKI.

MARIAN PIĄTEK

Lot nurkowy szybowców z uwzględnieniem oporu powietrza o zmiennej gęstości

Le vol piqué des planeurs en tenant compte de la résistance de l'air à densité variable

Par suite du projet de détermination de la vitesse admissible du vol piqué des planeurs basé sur un temps conventionnel du vol piqué (p. ex. 8—10 *sec*), d'une altitude fixée par convention (p. ex. 2000 *m*), l'auteur calcule pour des planeurs aux différentes vitesses limites en piqué au sol, l'accroissement de la vitesse lors d'un piqué d'une altidude de 2000 *m* (fig. 1).

Il détermine ensuite les pressions dynamiques agissant sur le planeur au bout des temps du piqué adoptés; finalement, il représente sur la fig. 3 les vitesses de calcul admissibles en vol piqué comme vitesses qui, pour une densité de l'air égale à celle au sol, donnent les pressions que le planeur va atteindre au bout d'un temps conventionnel dans un vol piqué d'une altitude de 2000 *m*.

Oznaczenia. / Les notations.

$\frac{Q}{S}$	— obciążenie powierzchni	charge par m^2
c_x	— spółczynnik oporu	coefficient de la résistance
c_y	— spółczynnik wyporu	coefficient de la portance
c_r	$= \sqrt{c_y^2+c_x^2}$	
v_g	— prędkość graniczna nurkowania	vitesse limite du vol piqué
v_d	— prędkość dopuszczalna nurkowania	vitesse admissible „ „
v_h	— prędkość początkowa na wysokości h	vitesse initiale du „ „
h	— wysokość początku nurkowania	hauteur de la comancement du vol piqué
q	— ciśnienie prędkości	pression dynamique
ϱ_x	— gęstość powietrza na wysokości x	densité de l'air
H_1	— stała we wzorze (2) dla nurkowania z 2.000 *m*.	constante dans l'equation (2) pour vol piqué de 2.000 *m*.

W związku z projektem Inż. Stępniewskiego określania dopuszczalnej szybkości nurkowania jako prędkości osiągniętej w nurkowaniu po upływie założonego czasu, przeprowadzono w ITS odpowiednie obliczenia. Wnioski z tych obliczeń interesujące zarówno konstruktora jak i pilota podajemy poniżej. Jako wysokość początkową nurkowania przyjęto 2000 *m* n. p. m. wg atmosfery standard, gdyż jest to mniej więcej wysokość przewyższająca o paręset metrów podstawę tych chmur, w których szybowiec żaglowy może z łatwością się znaleźć.

Lecąc w chmurach może szybowiec bez wiedzy pilota rozpocząć nurkowanie i upłynie pewien czas nim pilot zdoła się zorientować w położeniu maszyny i odpowiednio zareagować. Możliwość taka itsnieje w wypadku braku przyrządów do lotu ślepego, względnie w wypadku gdy pilot nie ma dostatecznej wprawy posługiwania się nimi. W tym więc okresie nieświadomości pilota nie można dopuścić do zaistnienia szybkości a zatym i obciążeń grożących zniszczeniu konstrukcji. Praktycznie sprawę rozwiązałoby obliczenie szybowca na prędkość graniczną według znanego wzoru

$$V_g = 4\sqrt{\frac{Q}{S}\,\frac{1}{c_{r\,min}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

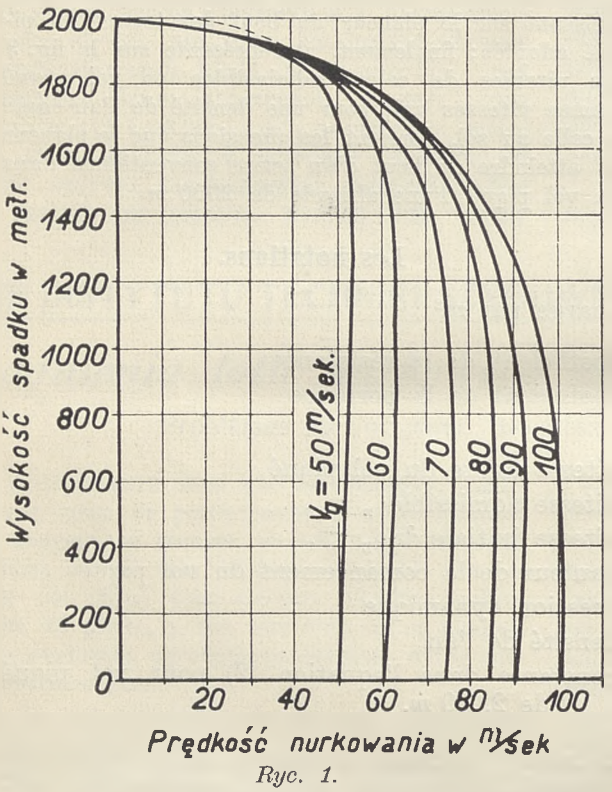
Lecz rozwiązanie takie nie jest wskazane ze względu na lekkość konstrukcji, choć nie może być regułą, jak się dalej przekonamy, przyjmowanie zawsze dopuszczalnych prędkości nurkowania mniejszych od granicznych. Graniczna prędkość nurkowania(obliczona dla stałej gęstości równej gęstości powietrza przy ziemi) jak wynika z podanych zależności jest jedynie funkcją obciążenia powierzchni nośnej i wielkości spółczynnika $c_{r\,min}$.

Szukając kryteriów dla ograniczenia prędkości nurkowania nie w sposób automatyczny jako pewnego ułamka prędkości granicznej, lecz u-

względniając również możliwości zaistnienia tych prędkości dopuszczalnych zaproponował inż. Stępniewski przyjęcie pewnych czasów, w ciągu których szybowiec może rozpędzać się w locie nurkowym. W niniejszych rozważaniach orientacyjnych przeprowadzono obliczenia dla czasów $t = 7{,}5''$; $t = 8''$ i $t = 10''$.

O ile chodzi o przebieg narastania prędkości nurkowania ze stratą wysokości to dla przedstawienia tych zależności posłużono się wzorami ustalonymi przez S. Neumarka [1]) dla swobodnego spadku z uwzględnieniem oporu powietrza o zmiennej gęstości. W końcowej obliczeniowej formie wzór dla obliczenia szybkości przyjmuje postać

$$v^2 = v_n \left(\frac{H_1+x}{H_1+h}\right)^k + \frac{2g(H_1+h_1)}{k-1}\left[\frac{H_1+x}{H_1+h} - \left(\frac{H_1+x}{H_1+h}\right)^k\right] \quad \ldots \ldots (2)$$

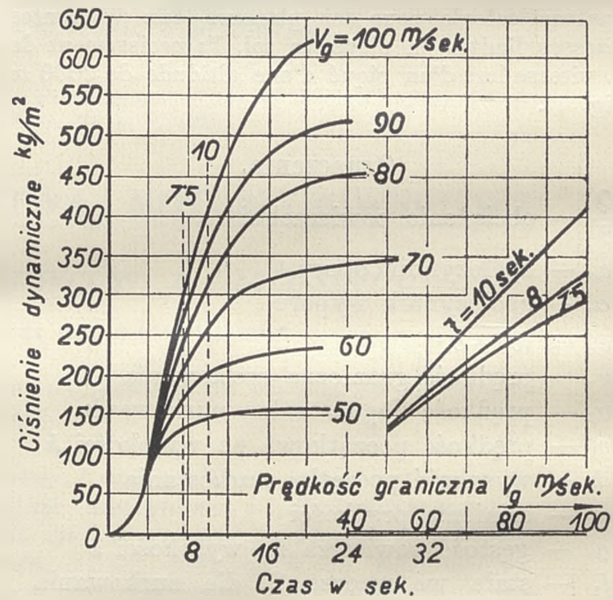


Ryc. 1.

Przebiegi prędkości w nurkowaniu z 2000 m w atmosferze standard dla maszyn o różnej prędkości granicznej.

Na wykresie (ryc. 1) dla różnych przyjętych szybkości granicznych obliczonych wg zależności 1. przedstawiono przebieg narastania szybkości przy nurkowaniu szybowca w atmosferze standard z wysokości 2000 *m*, na której zakładamy szybkość początkową równą $v_h = o$. Czyniąc takie założenie nie zmieniamy zbytnio obrazu narastania prędkości ze stratą wysokości, gdyż jak widzimy na przykładzie tego wykresu (linia kropkowana) przyjęcie jako prędkości początkowej nurkowania prędkości zbliżonej do prędkości lotu przeciętnych szybowców na kącie natarcia odpowiadającym największej doskonałości, jedynie nieznacznie zmienia początkową fazę zjawiska.

Jak widać z ryc. 1 szybowce o małej szybkości granicznej osiągają ją już przy nieznacznej stracie wysokości, podczas gdy szybowce o dużej szybkości granicznej nurkowania potrzebują na to znacznie większej straty wysokości. Tak np. szybowiec o szybkości granicznej $v_g = 60$ *m/sek* osiągnie tę szybkość już po przebyciu zaledwie ∾450 *m*, gdy natomiast szybowiec o $v_g = 90$ *m/sek* ∾450 *m*, gdy natomiast szybowiec $v_g = 90$ *m/sek* zużyje na to ∾ 1000 *m*. Z tego prostego zestawienia wynika, że niecelowym jest ograniczanie szybkości nurkowania dla szybowców o małej prędkości granicznej. Z przebiegu krzywych wynika dalej, że przy spadaniu jest możliwym osiągnięcie na pewnej wysokości szybkości większej niż v_g, a to wskutek mniejszej gęstości powietrza. Poza tym szybowiec rozpędzony może osiągnąć wskutek tego przy ziemi szybkość większą, niż obliczona ze wzoru (1) nie zdążywszy wyhamować prędkości zwiększającym się oporem wraz ze wzrostem gęstości powietrza.



Ryc. 2.

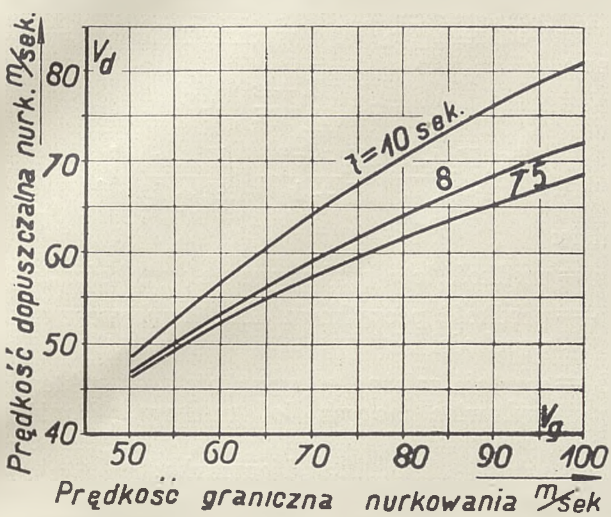
Przebiegi ciśnień dynamicznych jako funkcje czasu w nurkowaniu z 2000 m w atmosferze standard dla maszyn o różnych prędkościach granicznych. W prawej stronie wykresu: przeliczenie ciśnień dynamicznych jako funkcji prędkości granicznej przy ziemi dla określonych czasów nurkowania z 2000 m w atmosferze standard.

Ze względu na obciążenia w samym nurkowaniu miarodajnym będzie nie prędkość, lecz ciśnienie dynamiczne $q_x = \frac{\varrho_x v_x^2}{2}$, jakie będzie działało na szybowiec. Dlatego na wykresie na ryc. 2 przedstawiono dla różnych prędkości granicznych przy ziemi przebieg zmian ciśnienia dynamicznego jako funkcję czasu pod założeniem rozpoczęcia nurkowania z 2000 *m* i przy uwzględnieniu zmiennej gęstości powietrza wg atm. standard.

Dla krzywej reprezentującej określoną szybkość graniczną nurkowania możemy łatwo zna-

[1]) Sprawozdanie kwartalne ITBL Nr 5, rok 1935.

leźć ciśnienie dynamiczne, jakie będzie zachodzić po upływie pewnego czasu nurkowania (pod przyjętymi założeniami: $h = 2000\,m$; $v_h = 0$). Mając przedstawione $q = f(t)$ dla różnych wartości v_g i obierając jakiś czas (np. $t = 7{,}5''$) jako dopuszczalny okres nurkowania, możemy przedstawić jako funkcję szybkości granicznej przy ziemi, ciśnienia dynamiczne, jakie będą mieć miejsce po upływie tego czasu obranego jako dopuszczalny okres nurkowania (prawa strona wykresu na ryc. 2). Będzie to więc (dla danego czasu t) zależność dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego od szybkości granicznej nurkowania. Konstruktorzy chętniej jednak operują pojęciami dopuszczalnej prędkości nurkowania aniżeli pojęciami dopuszczalnych ciśnień dynamicznych w nurkowaniu. Ponieważ poza tym w obliczeniach wytrzymałościowych operuje się przeważnie wartościami gęstości powietrza przy ziemi, więc wykres z prawej strony ryc. 2 przerabiamy w ten sposób, że zamiast dopuszczalnych ciśnień dynamicznych nurkowania przedstawionych jako $f(v_g)$ sporządzamy również jako $f(v_g)$, wykres tych prędkości jakie dałyby te dopuszczalne ciśnienia dyn. dla gęstości powietrza przy ziemi ϱ_0 (ryc. 3). Wykres 3 przedstawia więc dla wziętych przykładowo jako dopuszczalne, czasów nurkowania ($t = 7{,}5''$; $t = 8''$; $t = 10''$), dopuszczalne prędkości nurkowania jako funkcje prędkości granicznej lotu nurkowego.



Ryc. 3.

Dopuszczalne prędkości nurkowania jako funkcje szybkości granicznej dla czasów przyjętych jako dopuszczalne okresy nurkowania.

Inż. ZBIGNIEW LELIWA KRZYWOBŁOCKI

Lot nurkowy szybowca

Le vol piqué du planeur

I. Vol piqué d'un planeur sans tenir compte de la torsion des ailes

Dans la première partie de cette étude, l'auteur en se basant sur les formules de Neumark, expose d'abord l'allure exacte du vol piqué d'un planeur sans tenir compte de la torsion des ailes. Ensuite, l'auteur discute les formules et les projets concernant la limitation de la vitesse admissible du piqué. En se basant sur ces considérations, l'auteur vient à la conclusion que ces formules ne sont toujours pas justifiées, car elles sont basées soit sur la catégorie du planeur donné, soit uniquement sur certaines propriétés aérodynamiques du planeur, alors que la vitesse admissible doit être limitée par toutes les propriétés aérodynamiques qui influent sur la valeur de la vitesse du piqué. A la fin de cette partie, l'auteur propose de limiter la vitesse admissible du vol piqué en tenant compte de toutes les propriétés aérodynamiques du planeur donné, qui influent sur la valeur de la vitesse du vol piqué.

[Dans la deuxième partie de cette étude, l'auteur va discuter le vol piqué du planeur en tenant compte de la torsion des ailes].

I. Lot nurkowy szybowca bez uwzględnienia skręcenia skrzydeł.

Przegląd treści:

WSTĘP.

Wiadomo, że brak jest dotychczas w szybownictwie wzorów, określających dokładnie prędkość dopuszczalną szybowca w locie nurkowym w zależności od jego charakterystycznych własności aerodynamicznych i wytrzymałościowych. Wzory i wnioski, tyczące się ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania szybowca, dotychczas wysuwane, przeważnie nie zadowalają konstruktorów i podlegają częstej krytyce. Wzory te przeważnie, biorą pod uwagę za punkt wyjścia w ograniczeniu dopuszczalnej prędkości nurkowania kategorię danego szybowca, co jednakże nie jest słusznym. Albowiem nie kategoria danego szybowca będzie decydowała o jego zachowaniu się w locie nurkowym, o możliwości wystąpienia odwrotnego oddziaływania steru poziomego w tego rodzaju locie, lecz jego własności aerodynamiczne i wytrzymałościowe. Należy zatem dopuszczalną prędkość nurkowania ograniczać w zależności od pewnej wielkości, uwzględniającej własności aerodynamiczne i wytrzymałościowe danego szybowca, a nie od jego kategorii.

W pierwszej części tego artykułu omawiam dokładnie przebieg lotu nurkowego, nie uwzględniając jednakże skręcenia skrzydeł. Przyjmu-

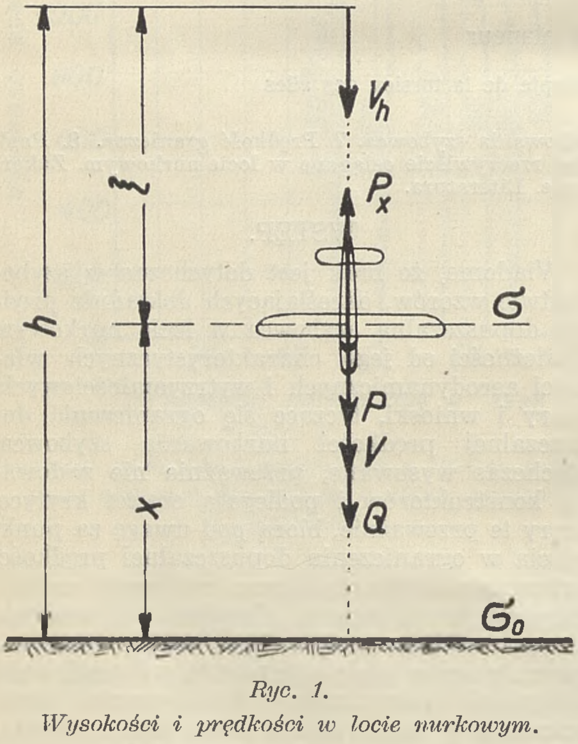
ję zatem, że skrzydło jest idealnie sztywne. Następnie rozważam poszczególne projekty ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania (niemiecki, Nowotnego, polski itd.) i w końcu wysuwam projekt ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania od pewnej liczby, zwanej „zdolnością nurkowania szybowca", zależnej li tylko od własności aerodynamicznych danego szybowca a nie od jego kategorii.

W drugiej części tego artykułu omówię lot nurkowy szybowca przy uwzględnieniu skręcenia skrzydeł.

1. Prędkość graniczna nieograniczona.

Na początku od razu zaznaczam, że za lot nurkowy szybowca uważamy lot, w którym środek ciężkości danego szybowca porusza się dokładnie pionowo. Dla tego stanu lotu spółczynnik siły nośnej „c_y" musi się zatem równać stale zeru.

Przyjmuję szybowiec, rozpoczynający lot nurkowy z pewnej, określonej wysokości „h" z pewną prędkością początkową „v_h" względnie z prędkością początkową równą zeru. Zakładam dalej, że konstrukcja skrzydeł tego szybowca jest idealnie sztywną, nie podlegającą żadnym odkształceniom ani ugięciom. Celem obliczenia prędkości, jaką ten szybowiec osiągnie po pewnym czasie, na wysokości „x" (ryc. 1), posłużymy się wzorami Neumarka [1], wyprowadzonymi dla zmiennej gęstości powietrza według „atmosfery Standard" [1]).



Ryc. 1.
Wysokości i prędkości w locie nurkowym.

Dla atmosfery „Standard" rozkład gęstości wyraża się (przy $x < 11.000\,m$) funkcją:

$$\frac{\sigma}{\sigma_0} = \left(\frac{288 - 0{,}0065\,x}{288}\right)^{4{\cdot}255}, \quad . \quad . \quad (1)$$

gdzie :

x = wysokość zmienna, liczona od powierzchni ziemi w górę,

σ_0 = gęstość powietrza na powierzchni ziemi,

σ = gęstość powietrza na wysokości „x".

Otóż prędkość szybowca w locie nurkowym „v" na wysokości „x" dla prędkości początkowej różnej od zera ($v_h \neq 0$) wyraża Neumark wzorem:

$$v^2 = v_h^2 \left(\frac{H_1 + x}{H_1 + h}\right)^k + \frac{2g(H_1 + h)}{k-1}\left[\frac{H_1 + x}{H_1 + h} - \left(\frac{H_1 + x}{H_1 + h}\right)^k\right], \quad . \quad (2)$$

gdzie:

v = prędkość lotu nurkowego na wysokości „x",

v_h = prędkość początkowa lotu nurkowego na wysokości „h",

H_1 = wartość zależna od wysokości „h", z której szybowiec zaczyna lot nurkowy. Poniżej podaję tę wartość dla poszczególnych wysokości „h" według Neumarka:

h	1.000	2.000	3.000	4.500	6.000	8.000	10.000	m
H_1	10.000	9.500	9.000	8.500	8.000	7.500	7.000	

x = wysokość, na której prędkość szybowca wynosi „v",

k = spółczynnik, który obliczymy z wzoru:

$$k = \frac{2\,g\,H_1}{w_0^2}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

w_0 = szybkość graniczna przy ziemi.

Szybkość „graniczna przy ziemi" jest to największa szybkość, jaką dany szybowiec mógł by osiągnąć w locie nurkowym, gdyby przez cały czas trwania lotu nurkowego poruszał się w powietrzu o gęstości, równej gęstości powietrza przy ziemi. Jest to zatem prędkość, przy której szybowiec posiada przyśpieszenie równe zeru. Prędkość ta wyrazi się wzorem:

$$w_0 = \sqrt{\frac{2}{c_{x0}\,\sigma_0}\,\frac{Q}{F}}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

gdzie:

Q = ciężar właściwy szybowca w locie,

F = powierzchnia nośna skrzydeł,

c_{x0} = spółczynnik oporu aerodynamicznego dla $c_y = 0$.

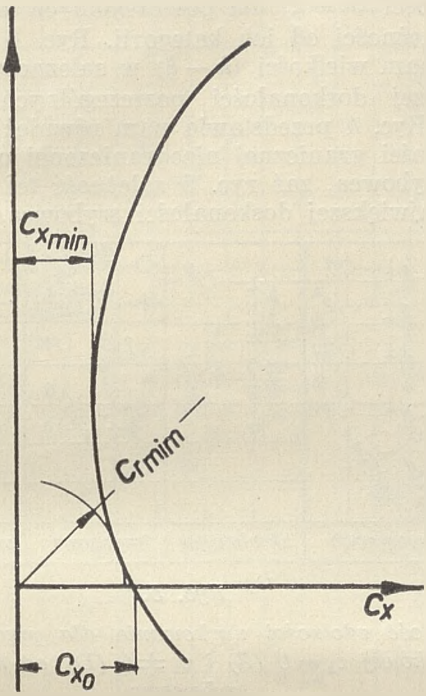
---

[1]) Od razu tu zaznaczę, że mogłem dla poniższego obliczenia rozkładu prędkości w locie nurkowym użyć i innych wzorów, podanych np. przez Scheubel'a (32), lub Becker'a (33). Jednakże Scheubel wyprowadza tylko wzory dla prędkości początkowej równej zeru. Becker również wyprowadza wzory dla prędkości początkowej równej zeru, jednakże podaje sposób (na przykładzie) przybliżonego uwzględnienia prędkości początkowej, gdy samolot rozpoczyna lot nurkowy z pewną prędkością. Z drugiej jednakże strony Becker operuje tablicami, które nie zawsze są wygodne. Wzory powyższych autorów, wyprowadzone wprawdzie z myślą o locie nurkowym samolotów z napędem śmigło-silnikowym, dadzą się zastosować do lotu nurkowego szybowca, gdyż obaj ci autorzy przyjmują opór śmigła za stały, co oczywiście nie jest słusznym, jednakże brak dzisiaj jeszcze pewnych danych w tym kierunku, na których można by się oprzeć.

Ponieważ w poniższych obliczeniach chodzi mi o jak najogólniejsze ujęcie całego przebiegu lotu nurkowego, dlatego oparłem się na wzorach Neumarka, uwzględniających prędkość początkową.

W tablicy 1. wielkości charakterystycznych szybowców na końcu niniejszego artykułu mamy podane wartości „w_0“ dla kilku szybowców [2]).

Należy zaznaczyć, że przy wstawieniu do obliczenia „w_0“ spółczynnika „c_{x0}“ we wzorze (4) nie zawsze otrzymamy największą możliwie prędkość graniczną przy ziemi, a to dlatego, że największą prędkość otrzymalibyśmy w wypadku wstawienia do wzoru (4) nie wartości „c_{x0}“ lecz wartości „$c_{r\,min}$“, co nie zawsze ma miejsce przy „c_{x0}“ (ryc. 2).



Ryc. 2.

Określenie „c_{x_0}“, „$c_{x\,min}$“ i „$c_{r\,min}$“.

W wypadku, gdy prędkość początkowa będzie równą zeru ($v_h = 0$), mamy:

$$v^2_{v_h=0} = \frac{2g(H_1+h)}{k-1}\left[\frac{H_1+x}{H_1+h} - \left(\frac{H_1+x}{H_1+h}\right)^k\right] \quad (2a)$$

Prędkość „v“ nie może przekraczać pewnej wielkości, którą możemy obliczyć z wzoru:

$$w = \sqrt{\frac{2}{c_{x0}\,\sigma}\,\frac{Q}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

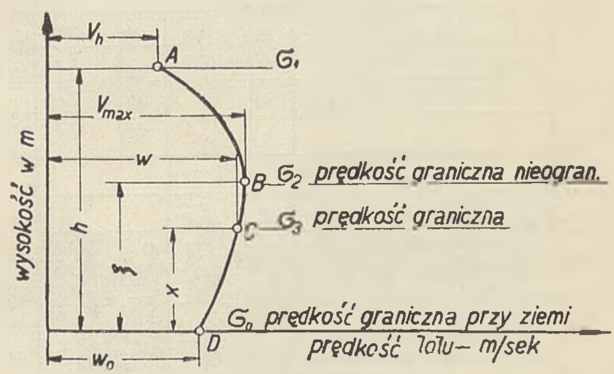
Szybkość „w“ obliczona powyższym wzorem, jest to szybkość, przy której dany szybowiec posiada przyśpieszenie równe zeru. Szybkość ta, zwana szybkością „graniczną“, jest funkcją gęstości powietrza σ i zależy tym samym od zmiennej wysokości „x“, na której dany szybowiec ją osiąga.

Z wzorów (2) i (2 a) można wyznaczyć maksymalną szybkość, jaką szybowiec może w ogólności osiągnąć w locie nurkowym, spadając z danej wysokości „h“. Jest to tzw. „szybkość graniczna nieograniczona“. Ryc. 3 podaje nam znaczenie określeń „szybkość graniczna“ i „szybkość graniczna nieograniczona“. Szybkość graniczną nieograniczoną znajdziemy z wzoru Neumarka:

$$v^2_{max} = w^2_{max} = \frac{2}{c_{x0}\,\sigma}\,\frac{Q}{F} = \frac{2g(H_1+h)}{k^{\frac{k}{k-1}}}\;\frac{1}{\left[1-\frac{(k-1)v_h^2}{2g(H_1+h)}\right]^{\frac{1}{k-1}}} \quad . \quad (6)$$

Dla $v_h = 0$:

$$v^2_{max.\,v_h=0} = w^2_{max.\,0} = \frac{2}{c_{x0}\,\sigma}\,\frac{Q}{P} = 2g(H_1+h)\,k^{-\frac{k}{k-1}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6a)$$



Ryc. 3.

Szybkość w locie nurkowym.

Szybowiec zaczyna lot nurkowy na wysokości „h“ z prędkością początkową v_h. Gęstość powietrza na tej wysokości wynosi σ_1 Na przestrzeni A—B szybowiec nabiera szybkości i w punkcie B, na wysokości „ξ“, osiąga maksymalną szybkość, jaką wogóle może osiągnąć przy spadku z wysokości „h“. Jest to właśnie „prędkość graniczna nieograniczona“. W dalszym spadku prędkość lotu maleje, gdyż $\sigma_0 > \sigma_3 > \sigma_2$. Na każdej wysokości „$x$“ szybowiec posiada maksymalną prędkość „w“, jaką wogóle mógłby osiągnąć, gdyby się stale poruszał w powietrzu o danej gęstości; np. w punkcie „C“ przy gęstości σ_3 prędkość „w“ jest największą, jaką szybowiec może osiągnąć przy danej gęstości. Jest to właśnie „prędkość graniczna“ na wysokości „x“.

Oznaczmy wysokość, na której szybowiec osiąga szybkość graniczną nieograniczoną, przez „ξ“. Do wyznaczenia jej posłużą nam wzory Neumarka:

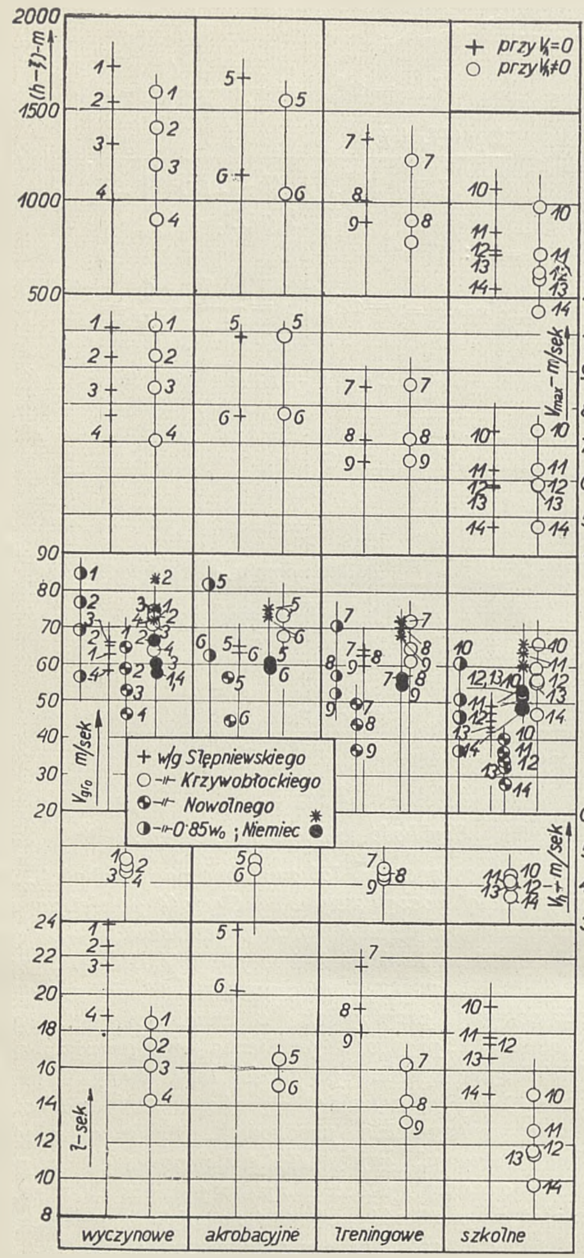
$$\left(\frac{H_1+\xi}{H_1+h}\right)^{k-1} = \frac{1}{\left[1-\frac{(k-1)v_h^2}{2g(H_1+h)}\right]} \quad . \quad . \quad (7)$$

Zaś dla $v_h = 0$:

$$\xi_{v_h=0} = (H_1+h)\,.\,k^{-\frac{1}{k-1}} - H_1 \quad . \quad . \quad (7a)$$

Przyjąwszy pewną wysokość „h“, stałą dla wszystkich szybowców (w naszych obliczeniach przyjęliśmy $h = 2.000\ m$), obliczywszy dalej prędkość lotu nurkowego „v_h“, która wyniknie z przejścia z lotu poziomego czy ślizgowego w lot nurkowy, względnie przyjąwszy „$v_h = 0$“, co znowu możemy urzeczywistnić np. przez przejście w nurkowanie ze ślizgu na ogon, możemy z równań (7) i (7 a) obliczyć dla każdego szybowca wysokość „ξ“, na której on osiągnie ma-

[2]) Wszystkie obliczenia, potrzebne do ułożenia tej tablicy, tudzież wszystkie wykresy do tego artykułu, wykonał p. Józef Niespał, technik-rysownik Instytutu Techniki Szybownictwa, któremu na tym miejscu składam podziękowanie za ten trud i współpracę.



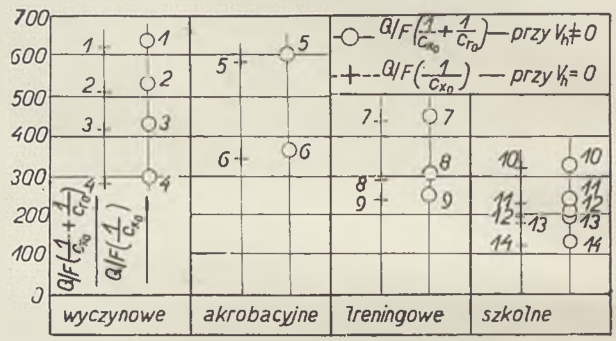
Ryc. 4.

Zestawienie graficzne następujących wielkości w zależności od kategoryj szybowców: różnicy $(h - \xi)$ dla prędkości początkowej $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$, prędkości granicznej nieograniczonej dla prędkości początkowej $v_h = 0$ $(v_{max\,0})$ i $v_h \neq 0$ $(v_{max\,h})$, prędkości początkowej lotu nurkowego v_h, czasu potrzebnego do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej dla $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$ i prędkości granicznych ograniczonych różnymi metodami.

Na powyższym wykresie kategoria szybowca jest zasadniczo oznaczona punktem na osi poziomej. Dla większej jasności jednakże rozsunięto proste pionowe, na których odmierza się wartości zmiennych zależnych, wzdłuż pewnych odcinków dla każdej kategorii, przestrzegając jednakże zasady, że punkty przedstawiające wartości tej samej zmiennej zależnej dla różnych szybowców, muszą leżeć na tej samej prostej pionowej.

Czarnym kółkiem oznaczono mniejszą prędkość graniczną ograniczoną według Niemiec, gwiazdką zaś większą.

ksymalną prędkość w locie nurkowym. Ponieważ gęstość powietrza rośnie z malejącą wysokością, więc począwszy od tej chwili, w której prędkość szybowca osiągnie swoje maksimum, lot szybowca będzie lotem opóźnionym. Różnica $(h - \xi)$ będzie nam przedstawiała wysokość w m, jaką dany szybowiec musi przelecieć lotem nurkowym, by osiągnąć szybkość graniczną nieograniczoną. W tablicy 1. wielkości charakterystycznych szybowców mamy wyliczone różnice $(h - \xi)$ dla niektórych szybowców. Ryc. 4 przedstawia nam wielkości $(h - \xi)$ dla poszczególnych szybowców, w zależności od ich kategorii. Ryc. 6 przedstawia nam wielkości $(h - \xi)$ w zależności od największej doskonałości poszczególnych szybowców. Ryc. 4 przedstawia nam również zależność szybkości granicznej nieograniczonej od kategorii szybowca, zaś ryc. 6 zależność tej szybkości od największej doskonałości szybowca.

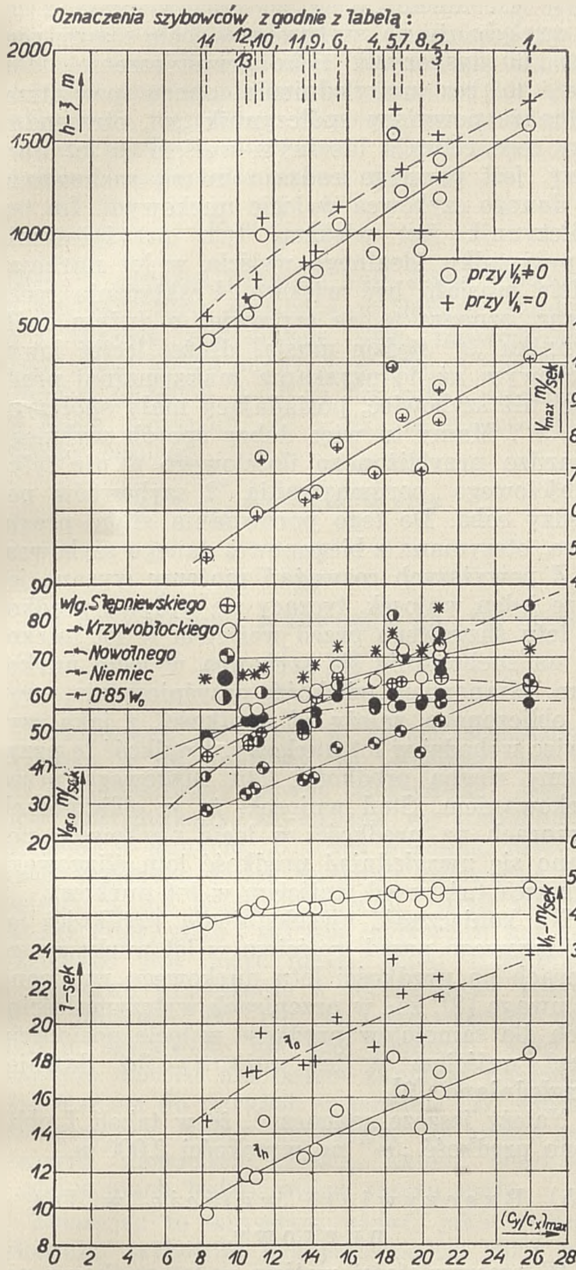


Ryc. 5.

Zależność zdolności nurkowania dla prędkości początkowej $v_h = 0$ (Z) i $v_h \neq 0$ (D) od kategorii szybowców.

Z powyższych wykresów możemy wysnuć pewne wnioski. I tak w pierwszym rzędzie należy stwierdzić, że ani kategoria ani największa doskonałość danego szybowca nie określają w sposób ścisły i jednoznaczny żadnych z powyższych wielkości. Na ryc. 4 punkty, określające wartość pewnej zmiennej zależnej dla szybowców tej samej kategorii, nie nakrywają się, co powinno zachodzić w przypadku, gdyby kategoria określała w sposób ścisły, idealny, każdą z tych zmiennych zależnych, lecz leżą w pewnych odstępach, mniejszych lub większych, na prostych pionowych. — Na ryc. 6 punkty nie leżą na jednej krzywej, lecz są rozstrzelone. Wprawdzie ogół tych punktów leży po obu stronach pewnej, środkowej krzywej, lecz jest to tylko krzywa wypośrodkowana, nie mogąca absolutnie mieć pretensji do określania w sposób jednoznaczny zachowania się danego szybowca w locie nurkowym. Stąd wniosek, że kategoria danego szybowca i jego największa doskonałość nie są wielkościami odpowiednimi do brania ich pod uwagę, jeżeli chodzi o lot nurkowy szybowca.

Jak z wykresów na ryc. 4 i 6 widać, największą wysokość spadku w locie nurkowym $(h = \xi)$ i największą prędkość v_{max} okazują szybowce wyczynowe o największej doskonałości; następnie idą szybowce akrobacyjne, treningowe i szkolne w miarę pogarszania się własności aerodynamicznych.



Ryc. 6.

Zależności: różnicy (h—ξ) dla prędkości początkowej $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$, prędkości granicznej nieograniczonej dla prędkości początkowej lotu nurkowego v_h, czasu potrzebnego do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej dla $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$ i prędkości granicznych ograniczonych różnymi metodami od największej doskonałości szybowca.

Czarnym kółkiem oznaczono mniejszą prędkość graniczną ograniczoną według Niemiec, gwiazdką zaś większą.

2. *Prędkość początkowa lotu nurkowego.*

a) I d e a l n e w e j ś c i e w l o t n u r k o w y.

Przyjmijmy w idealnym wypadku, że przy wchodzeniu w lot nurkowy przejście to odbywa się w sposób nagły, bardzo szybko, że zatem prędkość szybowca nie ulegnie zmianie, zaś tylko kąt natarcia ulegnie zmianie. W konsekwencji więc zmieni się wielkość wypadkowej aerodynamicznej. Jeżeli szybowiec leciał przed wejściem w lot nurkowy lotem ślizgowym jednostajnym z szybkością „v_0", to wówczas możemy napisać:

$$Q = c_{r_0} \frac{\sigma}{2} F v_0^2, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

gdzie:

c_{r0} = spółczynnik wypadkowej aerodynamicznej dla prędkości „v_0" (odpowiedni kąt natarcia).

Za „c_{r0}" możemy przyjąć np. spółczynnik wypadkowej aerodynamicznej dla kąta największej doskonałości.

Przy nagłym przejściu w lot nurkowy i nagłej zmianie kąta natarcia szybkość „v_0" w pierwszej chwili nie zmieni się, natomiast zmieni się spółczynnik wypadkowej aerodynamicznej — z „c_{r0}" na „c_{x0}". W pierwszej chwili lotu nurkowego:

$$p\, Q = c_{x_0} \frac{\sigma}{2} F v_0^2. \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Zwykle $p < 1$, gdyż $c_{x_0} < c_{r_0}$.

Zatem tylko pewna część ciężaru szybowca równoważy w pierwszej chwili lotu nurkowego opór powietrza. Pozostała część ciężaru szybowca powoduje przyśpieszenie szybowca w pionie.

Z (8) i (9) mamy:

$$p = \frac{c_{x_0}}{c_{r_0}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Jeżeli „v_0" i „w" oznaczają prędkości, które przynależą do spółczynników „c_{r0}" i „c_{x0}" w locie jednostajnym na tej samej wysokości (tzn. przy stałym „σ"), to możemy napisać:

$$p = \frac{c_{x_0}}{c_{r_0}} = \frac{v_0^2}{w^2}. \quad . \quad . \quad . \quad (10a)$$

Teoretycznie rzecz biorąc, to spółczynnik „p" będzie tym mniejszy im „c_{r0}" będzie większe. Spółczynnik „p" będzie zatem najmniejszy, gdybyśmy przeszli ze stanu np. „$c_{y\,max}$" na „c_{x0}". Oczywiście, praktycznie rzecz biorąc, tak szybkie przejście w czasie nieskończenie krótkim jest niewykonalne.

Otóż poniżej zobaczymy, że spółczynnik „p" względnie jego odwrotność może w pewnym stopniu w pierwszym przybliżeniu posłużyć nam do porównywania pomiędzy sobą poszczególnych szybowców, jeżeli chodzi o ich zachowanie się w locie nurkowym.

W celu znalezienia pewnego kryterium, mogącego nam służyć do przybliżonej oceny zachowania się danego szybowca w locie nurkowym i do porównywania 2 szybowców pomiędzy sobą w takim locie, zróbmy z kolei drugie założenie również idealne. Przyjmijmy, że szybowiec leci przed wejściem w lot nurkowy lotem ślizgowym, jednostajnym z prędkością „v_0". Następnie szybowiec przechodzi w pewnym, konwencjonalnym czasie w lot nurkowy, jednostajny z prędkością „w". Za ten czas konwencjonalny obiorę jedną sekundę a to dlatego, że tego rodzaju przyjęcie uprości znacznie rachunek. Aby tego rodzaju idealne przejście w jednostajny lot nurkowy było możliwe, musi szybowiec w punkcie zwrotu doznać po obrocie około osi poprzecznej nagłego

przyrostu prędkości (przyśpieszenia). Aby naszych rozważań zbytnio nie komplikować, zrobimy jeszcze jedno założenie. Mianowicie nie weźmiemy pod uwagę sił ani przyśpieszeń koniecznych do tego, by szybowiec obrócił się około swojej osi poprzecznej z położenia, jakie zajmuje w locie ślizgowym, w położenie, odpowiadające lotowi nurkowemu. Zatem z całego przejścia szybowca w lot nurkowy bierzemy pod uwagę tylko moment, gdy środek ciężkości szybowca porusza się pionowo najpierw z prędkością „v_0" i doznaje takiego przyśpieszenia, by prędkość lotu nurkowego wyniosła „w".

Znajdźmy jakąś wielkość, charakteryzującą nam wielkość tego przyśpieszenia. Przed lotem nurkowym mamy:

$$Q = c_{r_0} \frac{\sigma}{2} F v_0^2 \quad . \quad . \quad (8)$$

Dla lotu nurkowego mamy:

$$Q = c_{x_0} \frac{\sigma}{2} F w^2. \quad . \quad . \quad (8a)$$

Z tego:

$$\frac{w^2}{v_0^2} = \frac{c_{r_0}}{c_{x_0}} = \frac{1}{p} = r. \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Z powyższego mamy:

$$w = v_0 \sqrt{r}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11a)$$

Przyjmując, że przyrost szybkości z „v_0" na „w" odbywa się w jednej sekundzie, mamy przyśpieszenie:

$$w - v_0 = (\sqrt{r} - 1)\, v_0 \quad . \quad . \quad . \quad (11b)$$

Jak widać, spółczynnik „r" jest do pewnego stopnia wielkością, charakteryzującą nam wielkość przyśpieszenia, potrzebną do tego, by szybowiec przeszedł w lot nurkowy z prędkością „w" pod wyżej uczynionymi założeniami. Oprócz niego wielkość przyśpieszenia jest określona przez „v_0".

W naszych obliczeniach za „c_{r_0}" przyjmiemy wypadkową aerodynamiczną dla kąta największej doskonałości tzn. przyjmujemy, że przed wejściem w lot nurkowy szybowiec leci na kącie największej doskonałości. W tablicy 1 wielkości charakterystycznych szybowców mamy podane wielkości „p" i „r" dla niektórych szybowców właśnie pod założeniem wyżej uczynionym. Np. dla szybowca I. T. S. VIII. z motorkiem mamy dla kąta największej doskonałości:

$$c_{r_0} = 0{,}862$$

zaś:

$$c_{x_0} = 0{,}047,$$

zatym:

$$p = \frac{c_{x_0}}{c_{r_0}} = 0{,}0545$$

$$r = \frac{c_{r_0}}{c_{x_0}} = 18{,}3.$$

Dalej mamy dla szybowca I. T. S. VIII. z motorkiem przy przyjęciu gęstości powietrza na ziemi:

$$w_0 = 66{\cdot}5\ m/sek$$

$$v_0 = 15{,}58\ m/sek.$$

Przyśpieszenie:

$$w_0 - v_0 = 50{,}92\ m/sek^2$$

$$(\sqrt{r} - 1)\, v_0 = \sim 51{,}0\ m/sek^2.$$

Przyśpieszenie w tym wypadku musiało by się równać przeszło pięciokrotnemu przyśpieszeniu ziemskiemu. Jak zatem widać z powyższych rozważań tego rodzaju idealne wejście w lot nurkowy jest niemożliwym do zrealizowania z tego względu, że na szybowcu w locie mamy niejako „do dyspozycji" tylko przyśpieszenie ziemskie i to bez uwzględnienia oporu powietrza. Jednakże powyższy spółczynnik „r", otrzymany przy tego rodzaju idealnym wejściu w lot nurkowy, jest pewnego rodzaju miarą zachowania się danego szybowca w locie nurkowym. Im ten spółczynnik jest większy, tym przyśpieszenie w przypadku idealnego wejścia w lot nurkowy będzie musiało być większe. Praktycznie rzecz biorąc, oznacza to, że szybowiec o dużym spółczynniku „r" będzie musiał dłużej lecieć lotem nurkowym aż do uzyskania maksymalnej prędkości niż szybowiec, posiadający mały spółczynnik „r". Mamy tu więc dobry sposób szybkiego i bardzo przybliżonego ilościowego a nie tylko jakościowego porównywania 2 szybowców pomiędzy sobą. Do tego porównania służy prosta cyfra, otrzymana z biegunowej danego szybowca.

Z powyższych rozważań możemy wysnuć jeszcze jeden wniosek, tyczący się wpływu prędkości lotu ślizgowego przed wejściem w lot nurkowy na zachowanie się szybowca w locie nurkowym. Mianowicie wielkość przyśpieszenia, wyżej obliczonego, zależy od prędkości, z jaką szybowiec wchodzi w lot nurkowy. Prędkość tę przyjęliśmy równą prędkości lotu ślizgowego przed nurkowaniem. Stąd wniosek, że w obliczeniach i wzorach na prędkości w locie nurkowym powinno się uwzględniać prędkość lotu ślizgowego szybowca tuż przed wejściem w lot nurkowy.

Na konieczność uwzględnienia prędkości lotu ślizgowego przed wejściem w lot nurkowy we wzorach na prędkości lotu nurkowego zwrócono już uwagę [8], zaś w przepisach wytrzymałościowych dla samolotów prędkość w locie poziomym przed wejściem w lot nurkowy już dawniej uwzględniano [9].

Należy jeszcze zaznaczyć, że w tabeli I obliczono prędkość „v_0" na wysokości 2.000 *m*.

b) Rzeczywiste wejście w lot nurkowy.

W rzeczywistości wejście w lot nurkowy nie odbywa się w czasie nieskończenie krótkim, lecz trwa jakąś chwilę. Wejście w lot nurkowy może się odbywać w rozmaity sposób: z niedokończonego loopinga, ze zwalenia się w spirali, ze ślizgu na ogon, przez łagodne przejście z lotu ślizgowego w lot nurkowy itd., itd. Chcąc otrzymać wyniki zgodne w miarę możliwości z rzeczywistym przebiegiem zjawiska wejścia w lot nurkowy, należy wyjść z możliwie najbardziej przybliżonego do rzeczywistości toru lotu szybowca w czasie wchodzenia w lot nurkowy.

Przyjmuję, że tor lotu w czasie wchodzenia szybowca w lot nurkowy jest parabolą. Przyjmuję dalej układ spółrzędnych, jak na ryc. 8. W czasie wchodzenia w lot nurkowy równania ruchu przyśpieszonego możemy napisać zgodnie z oznaczeniami na ryc. 8 w postaci:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = Q \sin\varphi - c_x F \frac{\sigma}{2} v^2 \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

$$\frac{Q}{g} v \frac{d\varphi}{dt} + c_y \frac{\sigma}{2} F v^2 - Q \cos\varphi = 0. \quad . \quad (13)$$

Pierwsze równanie określa równowagę składowych sił aerodynamicznych i masowych stycznych do toru lotu, drugie równowagę składowych sił aerodynamicznych i masowych normalnych do toru lotu. Pierwszy wyraz w drugim równaniu przedstawia siłę odśrodkową. Mianowicie siła odśrodkowa wynosi:

$$P_r = \frac{Q}{g}\frac{v^2}{r},$$

gdzie „r" oznacza promień koła ściśle stycznego do krzywej toru szybowca w danym punkcie „A". Weźmy pod uwagę dwa nieskończenie blisko siebie leżące punkty toru lotu A i B. Uważając łuk paraboli A—B za łuk koła i promienie kół ściśle stycznych „r" i „r_1" za równe sobie, możemy napisać:

$$ds = \frac{ds}{dt}dt = v\,dt = r\,d\varphi$$

$$\frac{v}{r} = \frac{d\varphi}{dt}.$$

Po podstawieniu w równanie na „P_r" mamy:

$$P_r = \frac{Q}{g}v\frac{d\varphi}{dt}.$$

Przyjmując tor lotu w czasie wchodzenia szybowca w lot nurkowy za parabolę, jak na ryc. 8, popełniamy pewne nieścisłości. Mianowicie przyjmujemy, że styczna we wierzchołku paraboli, w punkcie „C", jest poziomą, czyli że przed wejściem w lot nurkowy szybowiec leci poziomo a nie lotem ślizgowym. Błąd ten nie jest tak duży, gdyż i tak dla szybowców kąt lotu ślizgowego jest dosyć mały. Dalej przyjmuję, że właściwe wchodzenie w lot nurkowy kończy się w punkcie „D", tzn. że począwszy od tego punktu szybowiec już leci pionowo. Otóż to przyjęcie znowu nie będzie zupełnie dokładne, gdyż styczna do paraboli w punkcie „D" nie będzie pionową, tylko nachyloną do pionu pod pewnym, niewielkim zresztą, kątem. Błąd ten w obliczeniach będzie zatem znowu mały.

Zbierając to wszystko, widać, jakie robimy założenia: szybowiec leci poziomo na kącie natarcia największej doskonałości z prędkością „v_0". W punkcie „C" tor lotu, dotychczas linia pozioma, przechodzi w parabolę. W punkcie „D" szybowiec przybiera położenie zupełnie pionowe i zaczyna właściwy lot nurkowy z prędkością początkową „v_h", która, jak to wyżej okazały nasze obliczenia, będzie zależną od „v_0". Zadaniem naszym jest obliczenie tej prędkości „v_h". Możemy napisać:

$$v = \frac{ds}{dt}$$

$$p = \frac{dv}{dt} = \frac{dv}{ds}\frac{ds}{dt} = v\frac{dv}{ds} = \frac{1}{2}\frac{d(v^2)}{ds} \quad . \quad . \quad (14)$$

Z równania (12):

$$\frac{Q}{g}p = Q\sin\varphi - c_x\frac{\sigma}{2}v^2F \quad . \quad (12)$$

$$p = g\left(\sin\varphi - c_x\frac{\sigma}{2}v^2F\frac{1}{Q}\right).$$

Z równania (4):

$$w_0{}^2 = \frac{2}{c_{x_0}\sigma_0}\frac{Q}{F} \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

$$\frac{F}{Q}\frac{1}{2} = \frac{1}{w_0{}^2}\frac{1}{c_{x_0}\sigma_0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Podstawiając (15) w (12), mamy:

$$p = g\left(\sin\varphi - \frac{c_x\sigma}{c_{x_0}\sigma_0}\frac{v^2}{w_0{}^2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Podstawiając (14) w (16) mamy:

$$\frac{d(v^2)}{ds} + 2g\frac{c_x\sigma}{c_{x_0}\sigma_0}\frac{v^2}{w_0{}^2} - 2g\sin\varphi = 0. \quad (17)$$

Musimy wprowadzić jeszcze pewne uproszczenia, by rozwiązać równanie (17). Możemy przyjąć stosunek:

$$\frac{c_x}{c_{x_0}} = \sim 1. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

W czasie wchodzenia w lot nurkowy współczynnik „c_x" zmienia się od wartości dla kąta natarcia największej doskonałości do wartości „c_{x0}" dla „$c_y = 0$". W czasie tego powyższy stosunek przechodzi zwykle dla szybowców dzisiaj konstruowanych przez pewne minimum, nie różniąc się jednakże przeważnie wiele przez ten cały okres od wartości równej jedności. Odchyłki dochodzą czasami do 130% (patrz tablica 1. wielkości charakterystycznych szybowców), jednakże przyjęcie (18) nie prowadzi zupełnie do jakichś znaczących błędów.

Dalej stosunek $\frac{\sigma}{\sigma_0}$ możemy również uważać za stały, jeżeli znamy wysokość, na której szybowiec wchodzi w lot nurkowy. Pomijamy zatem zmianę gęstości w czasie wchodzenia w lot nurkowy, tzn. uważamy, że na całej wysokości „h_1" (ryc. 8) gęstość powietrza jest stałą. Stosunek $\frac{\sigma}{\sigma_0}$ dla różnych wysokości, na których szybowiec może ewentualnie wchodzić w lot nurkowy, wynosi według [1]:

h	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	m
$\frac{\sigma}{\sigma_0}$	1,0000	0,9526	0,9074	0,8637	0,8215	0,7810	0,7420	0,7040	0,6685	

Wreszcie zajmiemy się czynnikiem „$\sin\varphi$" w trzecim wyrazie równania (17). Czynnik ten wyraża nam zmianę wielkości składowej stycznej do toru przyśpieszenia ziemskiego tzn. składowej, działającej wzdłuż toru na szybowiec. Składowa ta we wierzchołku paraboli w myśl naszych założeń wynosi zero (styczna pozioma), w górnej części paraboli składowa ta jest mała, natomiast w dolnej części paraboli składowa ta jest duża. Na ogół górny łuk paraboli o dużej krzywiźnie jest dosyć mały. Aby w jakiś sposób wyeliminować zmienną „$\sin\varphi$", przyjmiemy „$\sin\varphi$" za stałe, równe pewnej średniej wielkości. Mianowicie zakładam:

$$\sin\varphi = \frac{CE}{CD} = \frac{h_1}{\sqrt{h_1{}^2 + y_1{}^2}}. \quad . \quad . \quad (19)$$

Po podstawieniu (18) i (19) w (17) mamy:

$$\frac{d(v^2)}{ds}+2g\frac{\sigma}{w_0^2\sigma_0}v^2-2g\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}=0 \qquad (20)$$

Równanie różniczkowe (20) jest równaniem liniowym pierwszego rzędu względem (v^2) ze stałym, jak przyjęliśmy, spółczynnikiem przy (v^2). Równanie to w ogólnej postaci przedstawia się następująco:

$$\frac{dy}{dx}+p(x)y+q(x)=0 \quad . \quad . \quad (21)$$

Całka ogólna tego równania może być przedstawiona, jak następuje:

$$y=e^{-\int p(x)dx}\left(C-\int q(x)\,e^{\int p(x)dx}dx\right). \quad (22)$$

$$v^2=e^{-\int\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}ds}\left(C+\int 2g\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\cdot e^{\int\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}ds}ds\right). \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Całkujemy od wartości $x=0$ do $x=h_1$ lub od $s=0$ do $s=s_1$. Prędkość lotu w tym czasie zmieni się od „v_0" do „v_h". Będziemy więc mieli w punkcie D:

$$v_h^2=e^{-\int_0^{+s_1}\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}ds}\left(C+\int_0^{+s_1}2g\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\cdot e^{\int_0^{s_1}\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}ds}ds\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Dla $s=0$ jest $h_1=0$ czyli:

$$\sin\varphi=0 \quad \text{i} \quad v^2=v_0^2.$$

Z tego zatem będziemy mieli:

$$v_0^2=C. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

Równanie (25) wyznacza nam stałą całkowania. Po wykonaniu wskazanych działań w (24) mamy:

$$v_h^2=e^{-\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1}\left\{v_0^2+2g\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\left[\frac{w_0^2\sigma_0}{2g\sigma}\cdot\left(e^{\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1}-1\right)\right]\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

$$v_h^2=e^{\frac{-2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1}v_0^2+\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\frac{w_0^2\sigma_0}{\sigma}-\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\frac{w_0^2\sigma_0}{\sigma}e^{-\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1} \quad . \quad . \quad (27)$$

$$v_h^2=\frac{\frac{w_0^2\sigma_0}{\sigma}\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}\left(e^{\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1}-1\right)+v_0^2}{e^{\frac{2g\sigma}{w_0^2\sigma_0}s_1}}. \quad (28)$$

W celu stworzenia w czasie wchodzenia w lot nurkowy jednakowych warunków dla wszystkich szybowców przyjmiemy dla wszystkich szybowców stałe wielkości „h_1" i „y_1". Według zdania pilotów (np. PP. Zbigniewa Żabskiego i Franciszka Kotowskiego) wysokość „h_1" wynosi przeciętnie dla wszystkich szybowców około 100 *m*, zaś wielkość „y_1" około 50 *m*. Przyjmiemy zatem dla wszystkich szybowców:

$$\frac{h_1}{\sqrt{h_1^2+y_1^2}}=\sim 0{,}892. \quad . \quad . \quad (29)$$

W powyższym wzorze „s_1" oznacza długość łuku paraboli między C—D. Długość ta w myśl naszych założeń będzie stałą dla wszystkich szybowców a obliczymy ją z wzoru [10]:

$$s_1=\frac{p}{2}\left\{\frac{y_1}{p^2}\sqrt{p^2+y_1^2}+ln\left(y_1+\sqrt{p^2+y_1^2}\right)-ln\,p\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (29a)$$

$$p=\frac{y_1^2}{2h_1}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29b)$$

Po obliczeniu otrzymamy w naszym wypadku:

$$s_1=116\,m.$$

Zastanówmy się, od czego zależy wielkość początkowej prędkości lotu nurkowego. W pierwszym rzędzie zależy ona od „w_0" czyli od wielkości charakterystycznych danego szybowca. Im większe obciążenie powierzchniowe i mniejszy spółczynnik „c_{x0}", tym większa prędkość „w_0" i „v_h". Poza tym „v_h" zależy od gęstości powietrza „σ" na wysokości, na której szybowiec wchodzi w lot nurkowy. Mianowicie szybkość ta rośnie z malejącą gęstością czyli z wysokością. Wreszcie „v_h" zależy od szybkości lotu poziomego w czasie przed wejściem w lot nurkowy. Za szybkość tę przyjęliśmy powyżej prędkość na kącie natarcia największej doskonałości. Wiadomo, że:

$$v_0^2=\frac{Q}{F}\frac{2}{\sigma}\frac{1}{c_{r_0}}. \quad . \quad . \quad (8)$$

$$w_0^2=\frac{Q}{F}\frac{2}{\sigma}\frac{1}{c_{x_0}}. \quad . \quad . \quad (4)$$

Przyjmując dla porównania, że wszystkie szybowce rozpoczynają lot nurkowy z tej samej wysokości czyli, że „σ" będzie dla wszystkich szybowców wartością stałą, widzimy, że powyższe prędkości (4) i (8) a więc i prędkość początkowa lotu nurkowego będą tym większe, im większym będzie wyrażenie:

$$D=\frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{r_0}}+\frac{1}{c_{x_0}}\right). \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

Wyrażenie (29) jest wielkością charakterystyczną dla prędkości początkowej lotu nurkowego. Do tego wyrażenia jeszcze powrócimy w dalszym ciągu.

W tablicy 1 wielkości charakterystycznych szybowców mamy podane prędkości „v_0" i „v_h" dla poszczególnych szybowców, obliczone wzorami, wyżej podanymi, przy założeniu, że lot poziomy i wejście w lot nurkowy odbywają się na wysokości 2000 *m*.

Ryc. 4 przedstawia nam zależność prędkości początkowej lotu nurkowego od kategorii szy-

bowców, ryc. 6 zależność tej prędkości od największej doskonałości szybowca, zaś ryc. 9 zależność tej prędkości od prędkości lotu ślizgowego na kącie natarcia największej doskonałości. Z wykresów tych możemy wysnuć pewne wnioski. I tak tu również należy stwierdzić, że ani kategoria, ani największa doskonałość danego szybowca nie określają w sposób ścisły, jednoznaczny prędkości początkowej lotu nurkowego. Jak bowiem widać z tych wykresów, punkty nie nakrywają się i nie leżą na jednej krzywej, lecz po obu stronach pewnej środkowej krzywej, która zatem nie może w sposób ścisły określać tej prędkości. Stąd znowu wniosek, że ani kategoria, ani największa doskonałość danego szybowca nie mogą być wielkościami, charakteryzującymi prędkość początkową lotu nurkowego. Jak z tych wykresów widać, największą prędkość początkową lotu nurkowego posiadają szybowce wyczynowe o dużej największej doskonałości; następnie idą szybowce akrobacyjne, treningowe i szkolne.

3. Prędkość graniczna nieograniczona przy uwzględnieniu prędkości początkowej lotu nurkowego.

Prędkość graniczną nieograniczoną przy uwzględnieniu prędkości początkowej lotu nurkowego otrzymamy ze wzoru (6) po obliczeniu „v_h“ z wzoru (28). Wzór (7) pozwoli nam obliczyć wysokość „ξ“ na której dany szybowiec osiąga tę maksymalną prędkość. Różnica $(h-\xi)$ daje nam tę wysokość, którą szybowiec musi utracić, by osiągnąć szybkość graniczną nieograniczoną. Tablica 1 wielkości charakterystycznych i ryc. 4 i 6 podają nam powyższe wielkości dla poszczególnych szybowców.

Jak widać z powyższych wzorów prędkość graniczna nieograniczona będzie tym większa, im większą będzie prędkość początkowa lotu nurkowego. Oczywiście, prędkość graniczna nieograniczona nie może być większą od prędkości granicznej na danej wysokości, lecz im większą będzie prędkość początkowa lotu nurkowego, tym szybowiec prędzej (wyżej) osiągnie prędkość graniczną nieograniczoną, która z powodu mniejszej gęstości powierza będzie zatem większą niż na niższych wysokościach. Prędkość początkowa lotu nurkowego zależy, jak wykazaliśmy wyżej, od prędkości lotu ślizgowego (względnie poziomego, jak przyjęliśmy) w czasie poprzedzającym wejście w lot nurkowy. Ostatecznie zatem dochodzimy znowu do wniosku, że prędkość lotu ślizgowego w czasie przed wejściem w lot nurkowy wywiera pewien wpływ na wielkość prędkości granicznej nieograniczonej.

Jeżeli chodzi o zależność prędkości granicznej nieograniczonej i wielkości spadku $(h-\xi)$ od kategorii względnie od największej doskonałości danego szybowca, to również i tu możemy uczynić te same uwagi, co poprzednio, a mianowicie, że ani kategoria, ani największa doskonałość nie mogą określać jednoznacznie tej prędkości lecz, że zależy ona od innych czynników.

4. Czas osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej.

a) P r ę d k o ś ć p o c z ą t k o w a l o t u n u r k o w e g o r ó w n a z e r u.

Gdy prędkość początkowa lotu nurkowego równa się zeru, to czas od chwili wejścia w lot nurkowy do chwili osiągnięcia szybkości granicznej nieograniczonej możemy obliczyć ze wzoru [1]:

$$t=\sqrt{\frac{2(k-1)(H_1+h)}{g}}\left\{1+\frac{0{,}737}{k-1}-\sum_{n=1}^{\infty}\left[\frac{1}{2\sqrt{\pi}(k-1)}\cdot\frac{1}{n\sqrt{n}}-\frac{1.3.\ldots.(2n-1)}{2.4.\ldots.2n}\,\frac{1}{2n(k-1)+1}\right]-\sqrt{s}\left[1+\sum_{q=1}^{\infty}\frac{1.3.\ldots(2q-1)}{2.4.\ldots2q}\,\frac{1}{2q(k-1)+1}\,s^{(k-1)q}\right]\right\}. \quad (30)$$

W tym wzorze „k“ daje nam wzór (3), zaś „s“:

$$s=\frac{H_1+x}{H_1+h}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (31)$$

Przy obliczaniu prędkości granicznej nieograniczonej zamiast „x“ należy podstawić w (31) wysokość „ξ“. W pierwszym szeregu wystarczy uwzględnić $n=3\div4$ wyrazy, w drugim $q=1\div2$ wyrazy. Poszczególne czasy dla rozmaitych szybowców mamy podane w tablicy 1 końcowej.

b) P r ę d k o ś ć p o c z ą t k o w a l o t u n u r k o w e g o r ó ż n a o d z e r a.

Gdy prędkość początkowa lotu nurkowego jest różną od zera, to czas od chwili wejścia w lot nurkowy do chwili osiągnięcia szybkości granicznej nieograniczonej możemy obliczyć ze wzoru [1]:

$$t=\sqrt{\frac{2(k-1)(H_1+h)}{g}}\left\{\left[1+\frac{1}{2}\,\frac{1}{2k-1}\mu+\ldots.+\frac{1.3.5.\ldots.(2p-1)}{2.4.6.\ldots.(2p)}\,\frac{1}{2p(k-1)+1}\,\mu^p+R_p\right]-\sqrt{s}\left[1+\frac{1}{2}\,\frac{1}{2k-1}(\mu s^{k-1})+\ldots..+\frac{1.3.5.\ldots.(2q-1)}{2.4.6.\ldots.(2q)}\,\frac{1}{2q(k-1)+1}(\mu s^{k-1})^q+Rq\right]\right\}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

W tym wzorze spółczynniki „k“ i „s“ mają wielkość, wyżej podaną, zaś „μ“:

$$\mu=1-\frac{v_h^2(k-1)}{2g(H_1+h)}. \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

W szeregach we wzorze (32) nie trzeba uwzględniać reszt R_p i R^q w pierwszym szeregu wystarczy wziąć $3\div4$ wyrazy, w drugim $1\div2$.

Tablica 1 końcowa zawiera czasy, obliczone powyższym wzorem, dla niektórych szybowców. Ryc. 4 i 6 przedstawiają nam zależność czasu, potrzebnego do osiągnięcia szybkości granicznej nieograniczonej, od kategorii szybowców i od największej doskonałości. Tu również możemy

Tablica 1. Wielkości charakterystyczne szybowców.

I.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategoria	$\frac{Q}{F}$ kg/m^2	c_{x_0}	$c_{x_{min}}$	E_{max}	dla E_{max} c_{x_e}	dla E_{max} c_{r_e}	$\frac{c_{x_e}}{c_{x_0}}$	$\frac{c_{x_{min}}}{c_{x_0}}$
1	CW 5	wyczynowe	13,0	0,021	0,0162	26,0	0,029	0,751	1,36	0,77
2	ITS 4 b dwu osob.		17,3	0,034	0,026	21,0	0,037	0,783	1,09	0,76
3	ITS 4 b jedno osob.		14,0	0,034	0,026	21,0	0,037	0,783	1,09	0,76
4	ITS 8		13,0	0,047	0,031	17,5	0,048	0,862	1,02	0,66
5	Sokół	akrobacyjne	14,5	0,025	0,023	18,5	0,040	0,751	1,60	0,92
6	CW 7		13,7	0,040	0,034	15,4	0,050	0,772	1,25	0,85
7	ITS 2/a	treningowe	12,5	0,029	0,026	19,0	0,046	0,806	1,59	0,89
8	Komar		12,6	0,044	0,033	20,0	0,045	0,912	1,03	0,75
9	B 1		11,85	0,050	0,044	14,3	0,063	0,905	1,26	0,88
10	CWI	szkolne	11,3	0,036	0,036	11,5	0,083	0,940	2,30	1,00
11	Czajka		10,6	0,047	0,040	13,3	0,063	0,843	1,34	0,85
12	CW 8		11,0	0,058	0,048	11,3	0,083	0,940	1,43	0,83
13	Wrona		11,0	0,058	0,053	11,0	0,073	0,770	1,26	0,91
14	CW 3		9,2	0,076	0,060	8,4	0,090	0,850	1,19	0,79

II.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategoria	$\frac{c_{x_0}}{c_{x_{min}}}$	$p=\frac{c_{x_0}}{c_{r_0}}$	$r=\frac{c_{r_0}}{c_{x_0}}$	k	$\frac{k-1}{k}$	$\frac{k}{k^{k-1}}$	$\frac{(k-1)\,V_h^2}{2g\,(H_1+h)}=A$	$(1-A)^{\frac{1}{k-1}}$
1	CW 5	wyczynowe	1,30	0,0280	35,75	18,8	1,055	22,25	0,168	0,987
2	ITS 4 b dwu osob.		1,31	0,0434	23,00	22,9	1,045	26,25	0,208	0,988
3	ITS 4 b jedno osob.		1,31	0,0434	23,00	28,3	1,036	31,80	0,244	0,989
4	ITS 8		1,52	0,0545	18,30	42,2	1,023	46,20	0,337	0,990
5	Sokół	akrobacyjne	1,09	0,0334	30,00	20,0	1,051	23,42	0,373	0,987
6	CW 7		1,18	0,0510	19,60	34,0	1,030	38,15	0,288	0,990
7	ITS 2/a	treningowe	1,12	0,0360	27,80	27,0	1,039	30,80	0,241	0,989
8	Komar		1,32	0,0480	20,50	40,6	1,025	44,60	0,325	0,989
9	B 1		1,14	0,0550	18,20	49,0	1,020	52,80	0,374	0,989
10	CWI	szkolne	1,00	0,0384	26,00	37,2	1,028	41,30	0,300	0,990
11	Czajka		1,18	0,0556	18,00	51,6	1,020	55,60	0,387	0,989
12	CW 8		1,21	0,0617	16,20	61,4	1,018	65,20	0,438	0,989
13	Wrona		1,09	0,0753	13,30	62,8	1,016	67,00	0,467	0,988
14	CW 3		1,26	0,0894	11,20	96,5	1,010	101,00	0,290	0,990

III.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategoria	W_0		V_0 $h=2000$		V_h		przy $V_h=0$: V_{max_0}		ξ_0	$h-\xi_0$	t_0
			m/sek	$km/godz$	m/sek	$km/godz$	m/sek	$km/godz$	m/sek	$km/godz$	m	m	sek
1	CW 5	wyczynowe	99,6	359,0	18,3	66,0	46,3	166,8	101,0	364,0	260	1740	23,8
2	ITS 4 b dwu osob.		90,5	326,0	20,7	74,6	46,5	167,5	92,8	334,5	460	1540	22,6
3	ITS 4 b jedno osob.		81,2	292,5	18,7	67,3	45,0	162,0	84,0	302,5	690	1310	21,5
4	ITS 8		66,5	239,5	17,2	62,0	43,0	155,0	70,1	252,5	1000	1000	18,8
5	Sokół	akrobacyjne	96,4	347,0	19,35	69,6	46,1	166,0	98,1	353,5	320	1680	23,7
6	CW 7		74,0	268,2	18,60	67,0	44,5	160,2	77,2	278,0	850	1150	20,3
7	ITS 2/a	treningowe	83,1	300,0	17,4	62,6	44,8	161,3	85,7	309,0	650	1350	21,6
8	Komar		67,8	244,2	16,4	59,0	43,0	155,0	71,1	256,5	980	1020	19,4
9	B 1		61,6	222,0	16,0	57,6	42,0	151,1	65,5	236,0	1100	900	18,1
10	CWI	szkolne	71,0	256,0	15,3	55,0	43,2	156,0	74,0	266,3	915	1085	19,6
11	Czajka		60,0	216,0	15,6	56,1	41,5	149,4	63,5	228,5	1150	850	17,8
12	CW 8		55,1	198,5	15,1	54,4	40,5	146,0	58,8	212,0	1250	750	17,3
13	Wrona		54,6	196,5	16,5	59,5	41,3	149,0	58,0	209,0	1270	730	16,8
14	CW 3		44,0	158,5	14,5	52,2	37,1	133,5	47,4	171,0	1470	530	14,8

Tablica 1. Wielkości charakterystyczne szybowców.

IV.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategoria	przy $V_h \neq 0$: $V_{max\,h}$ m/sek	$V_{max\,h}$ km/godz	ξ_h m	$h-\xi_h$ m	t_h sek	V rzeczywista m/sek	V rzeczywista km/godz	$\frac{Q}{F}\times\frac{1}{c_{xo}}$	$\frac{Q}{F}\times\left(\frac{1}{c_{xo}}+\frac{1}{c_{ro}}\right)$
1	CW 5	wyczynowe	102,0	367,0	380	1620	18,45	44,5	160,0	620,0	637,3
2	ITS 4 b dwu osob.	wyczynowe	93,5	337,0	600	1400	17,30	—	—	508,5	530,6
3	ITS 4 b jedno osob.	wyczynowe	84,6	305,0	800	1200	16,20	—	—	412,0	429,8
4	ITS 8	wyczynowe	70,5	254,0	1100	900	14,30	—	—	277,0	292,0
5	Sokół	akrobacyjne	98,7	355,5	450	1550	18,20	44,5	160,0	580,0	599,3
6	CW 7	akrobacyjne	77,6	279,5	950	1050	15,20	69,5	250,0	342,5	360,2
7	ITS 2/a	treningowe	86,2	310,8	760	1240	16,30	50,0	180,0	431,0	446,5
8	Komar	treningowe	71,8	258,5	1090	910	14,30	33,4	120,0	286,0	299,8
9	B 1	treningowe	66,0	238,0	1210	790	13,20	—	—	237,0	250,0
10	CWI	szkolne	74,5	268,0	1015	985	14,70	—	—	314,0	326,0
11	Czajka	szkolne	63,9	230,0	1270	730	12,70	—	—	225,5	238,0
12	CW 8	szkolne	59,2	213,0	1365	635	11,60	—	—	189,5	201,2
13	Wrona	szkolne	58,4	210,0	1400	600	11,60	—	—	185,5	199,6
14	CW 3	szkolne	47,6	171,2	1580	420	9,70	—	—	120,0	130.7

V.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategorja	Prędkość graniczna ograniczona według: Stępniewskiego V_1 m/sek	V_1 km/godz	Krzywobłockiego V_2 m/sek	V_2 km/godz	Nowotnego V_3 m/sek	V_3 km/godz	Niemiec V_4 m/sek	V_4 km/godz	0,85 w_0 V_5 m/sek	V_5 km/godz	Niemiec V_6 m/sek	V_6 km/godz
1	CW 5	wyczynowe	64,8	233,0	74,6	268,2	64,1	230,2	57,7	207,5	84,6	304,4	72,2	259,5
2	ITS 4 b dwu osob.	wyczynowe	65,8	236,5	73,4	264,0	58,4	210,0	66,5	239,0	76,8	276,0	83,2	299,0
3	ITS 4 b jedno osob.	wyczynowe	64,8	233,0	70,6	254,0	52,6	189,0	60,0	216,0	69,0	248,0	75,0	270,0
4	ITS 8	wyczynowe	62,7	225,5	63,6	228,4	46,3	166,5	57,7	207,5	56,3	202,5	72,2	259,5
5	Sokół	akrobacyjne	63,0	226,3	74,0	266,0	56,7	204,0	60,9	219,0	82,0	295,0	76,1	274,0
6	CW 7	akrobacyjne	64,8	233,0	67,6	243,0	45,7	164,5	59,3	213,5	62,8	226,0	74,2	267,0
7	ITS 2/a	treningowe	64,1	230,2	71,5	257,2	49,5	178,0	56,5	203,0	70,5	254,0	70,6	254,0
8	Komar	treningowe	62,6	225,0	64,6	232,4	44,2	159,0	56,8	204,0	57,6	207,2	71,0	255,0
9	B 1	treningowe	59,2	212,5	60,9	219,0	37,0	133,0	55,0	198,0	52,3	188,0	68,7	247,6
10	CWI	szkolne	49,7	178,5	66,2	238,0	40,0	144,0	53,7	193,0	60,3	217,0	67.2	241,8
11	Czajka	szkolne	49,0	176,0	59,5	214,0	36,7	132,0	52,0	187.0	51,0	183,5	65,0	234,0
12	CW 8	szkolne	46,8	168,0	56,2	202,2	34,2	123,0	53,0	190,5	46,8	168,0	66,3	238,0
13	Wrona	szkolne	46,5	167,0	55,4	199,5	32,5	117,0	53,0	190,5	46,4	167,0	66,3	238,0
14	CW 3	szkolne	43,0	154,5	46,9	168,8	28,1	101,0	48,6	175,0	37,4	134,5	60,8	219,0

VI.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategorja	$\frac{V_1}{V_{max_h}}$	$\frac{V_1}{V_{max_0}}$	$\frac{V_2}{V_{max_h}}$	$\frac{V_2}{V_{max_0}}$	$\frac{V_3}{V_{max_h}}$	$\frac{V_3}{V_{max_0}}$	$\frac{V_4}{V_{max_h}}$	$\frac{V_4}{V_{max_0}}$	$\frac{V_5}{V_{max_h}}$	$\frac{V_5}{V_{max_0}}$	$\frac{V_6}{V_{max_h}}$	$\frac{V_6}{V_{max_0}}$
1	CW 5	wyczynowe	0,646	0,641	0,732	0,738	0,630	0,635	0,566	0,571	0,831	0,838	0,708	0,716
2	ITS 4 b dwu osob.	wyczynowe	0,705	0,710	0,785	0,790	0,625	0,629	0,711	0,716	0,821	0,827	0,890	0,897
3	ITS 4 b jedno osob.	wyczynowe	0,765	0,771	0,835	0,841	0,621	0,626	0,710	0,715	0,815	0,821	0,886	0,898
4	ITS 8	wyczynowe	0.888	0,895	0,901	0,906	0,656	0,661	0,817	0,823	0,796	0,803	1,024	1,030
5	Sokół	akrobacyjne	0,638	0,692	0,750	0,754	0,575	0,578	0.616	0,620	0,830	0,835	0,771	0,775
6	CW 7	akrobacyjne	0.835	0,839	0,871	0,875	0,588	0,592	0,764	0,767	0,809	0,812	0,956	0,962
7	ITS 2/a	treningowe	0,743	0,749	0,829	0,835	0,574	0,578	0,655	0,660	0,816	0,823	0,820	0,824
8	Komar	treningowe	0,871	0,880	0,900	0,907	0,615	0,621	0,790	0,799	0,802	0,810	0,990	0,999
9	B 1	treningowe	0,897	0,905	0,922	0,930	0,560	0,565	0,834	0,840	0,791	0,800	1,040	1,050
10	CW 1	szkolne	0,666	0,671	0,887	0,894	0,536	0,540	0,721	0,726	0,810	0,815	0,903	0,908
11	Czajka	szkolne	0,766	0,771	0,931	0,937	0,575	0,578	0,814	0,820	0,799	0,804	1,018	1,024
12	CW 8	szkolne	0,790	0,796	0,950	0,956	0,577	0,581	0,895	0,901	0,792	0,796	1,120	1,127
13	Wrona	szkolne	0,796	0,802	0,950	0,955	0,556	0,560	0,908	0,914	0,795	0,800	1,136	1,143
14	CW 3	szkolne	0,903	0,908	0,985	0,990	0,590	0,592	1.210	1,260	0.785	0,790	1,278	1,282

Tablica 1. Wielkości charakterystyczne szybowców.

VII.

Nr porządkowy	Szybowiec	Kategoria	$\frac{V_{rzecz}}{V_{max_h}}$	$\frac{V_h}{V_0}$	$\frac{V_{max_h}}{V_0}$	Obliczone wzorem przybliżonym V'_{max_h} m/sek	Obliczone wzorem przybliżonym V'_{max_h} km/godz	$\frac{V'_{max_h}}{V_{max_h}}$	t_{ogr} sek
1	CW 5	wyczynowe	0,436	2,52	5,56	104,3	375,0	1,022	9,60
2	ITS 4 b dwu osob.		—	2,24	4,51	94,0	338,0	1,005	9,70
3	ITS 4 b jedno osob.		—	2,42	4,52	84,3	303,0	0,995	9,40
4	ITS 8		—	2,50	4,10	69,5	250,0	0,987	9,15
5	Sokół	akrobacyjne	0,451	2,38	5,10	100,0	360,0	1,012	9,65
6	CW 7		0,895	2,39	4.18	77,0	277,0	0,991	9,27
7	ITS 2/a	treningowe	0,580	2,58	4,95	87,1	315,5	1,010	9,54
8	Komar		0,465	2,62	4,37	70,9	255,0	0,986	9,15
9	B 1		—	2,625	4,12	64,6	232,4	0,980	8,58
10	CW 1	szkolne	—	2,82	4,86	74,4	267,6	1,000	9,18
11	Crajka		—	2,66	4,10	61,8	222,5	0,970	8,38
12	CW 8		—	2,68	3,92	57,0	205,0	0,964	7,70
13	Wrona		—	2,50	3,60	56,4	202,8	0,965	7,70
14	CW 3		—	2,56	3,28	45,3	163,0	0,954	6,70

dojść do tych samych wniosków, co poprzednio. Mianowicie, ani kategoria, ani największa doskonałość danego szybowca nie określają w sposób ścisły, jednoznaczny powyższych czasów. Poszczególne punkty bowiem nie leżą na jednej krzywej ani się nie nakrywają, lecz są bardzo rozstrzelone. Najdłuższy czas posiadają szybowce wyczynowe o dużej największej doskonałości, następnie już krótszy szybowce akrobacyjne, treningowe i szkolne.

5. *Warunek osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej.*

Warunkiem osiągnięcia szybkości granicznej nieograniczonej jest posiadanie przez szybowiec na początku lotu nurkowego odpowiedniej wysokości „h". Musi być spełniony warunek:

$$\xi \geqslant 0. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

Dla tego warunku wyprowadzimy pewne nierówności, podające nam wymaganą wielkość wysokości „h". Z równania (7) mamy:

$$\left[(H_1+h)k-\frac{(k^2-k)v_h^2}{2g}\right](H_1+\xi)^{k-1}=(H_1+h)^k. \quad (7)$$

Dla $\xi \geqslant 0$ mamy:

$$\left[(H_1+h)k-\frac{(k^2-k)v_h^2}{2g}\right]H_1^{k-1} \leqslant (H_1+h)^k$$

$$(H_1+h)kH_1^{k-1}-(H_1+h)^k \leqslant \frac{(k^2-k)v_h^2}{2g}H_1^{k-1} \quad (35)$$

Dla $v_h=0$ z (7 a) lub z (35):

$$kH_1^{k-1} \leqslant (H_1+h)^{k-1}$$

$$h \geqslant H_1\left(k^{\frac{1}{k-1}}-1\right). \quad . \quad . \quad . \quad (35\,a)$$

Nierówności względnie równania (35) i (35 a) podają nam warunki na minimalną wysokość początkową lotu nurkowego, konieczną do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej, w zależności od wielkości charakterystycznych danego szybowca i szybkości początkowej lotu nurkowego. Z nierówności tych wynika, że „h" maleje ze wzrostem „k" czyli ze zmniejszeniem się prędkości granicznej przy ziemi „w_0". Prędkość „w_0" zaś jest tym mniejsza, im mniejsze jest obciążenie powierzchniowe $\frac{Q}{F}$ i im większy jest aerodynamiczny spółczynnik oporu „c_{x0}". Stąd wniosek, że wysokość „h" potrzebna do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej maleje tym bardziej, im mniejsze obciążenie powierzchniowe i większy opór czołowy posiada dany szybowiec. Zatem szybowiec aerodynamicznie doskonalszy i o dużym obciążeniu powierzchniowym będzie musiał posiadać większą wysokość na początku lotu nurkowego, by móc osiągnąć prędkość graniczną nieograniczoną, zaś szybowiec o małym obciążeniu powierzchniowym i aerodynamicznie mniej doskonały, będzie mógł posiadać w tym celu mniejszą wysokość [2]. Wniosek ten zresztą potwierdzają wyniki obliczeń, podane w 1 tabeli końcowej i wykresy na ryc. 4 i 6.

6. *Zdolność nurkowania szybowca.*

a) Prędkość początkowa lotu nurkowego równa zeru.

Z wzorów (5), (6 a) wynika, że prędkość graniczna nieograniczona jest tym większą, im większe jest wyrażenie:

$$Z=\frac{Q}{F}\frac{1}{c_{x_0}}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

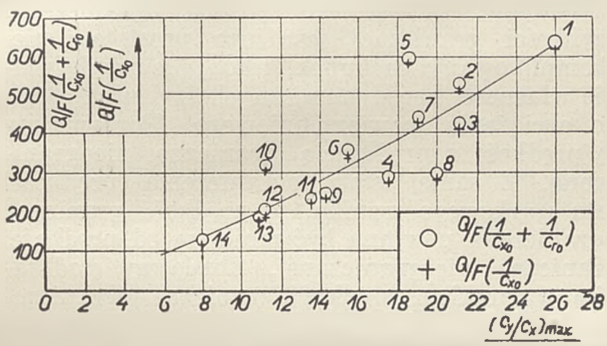
Podobnie wysokość „ξ" jest tym mniejszą, czyli różnica $(h-\xi)$ tym większą im „k" będzie mniejsze, czyli im wyrażenie (36) jest większe, co widać z wzoru (7 a). W końcu czas „t" (30) jest tym dłuższy, im wyrażenie (36) większe. Wyrażenie (36) jest pewną wielkością charakterystyczną dla lotu nurkowego i nazywam je „zdolnością nurkowania szybowca dla prędkości

początkowej lotu nurkowego równej zeru". Wyrażenie to zależy od wartości aerodynamicznej danego szybowca, od jego ciężaru i powierzchni nośnej skrzydeł, czyli jest ściśle związane z jego własnościami charakterystycznymi. Jest ono pewnego rodzaju miarą zachowania się danego szybowca w locie nurkowym. W tablicy końcowej mamy podaną wielkość „Z" dla poszczególnych szybowców.

b) P r ę d k o ś ć p o c z ą t k o w a l o t u n u r k o w e g o r ó ż n a o d z e r a.

W locie nurkowym z prędkością początkową różną od zera prędkość graniczna nieograniczona, czas „t" i wysokość „ξ" również zależą od wyrażenia (36). Poza tym wielkości te zależą jeszcze od prędkości początkowej lotu nurkowego, która zależy znowu od wyrażenia (29), jak to wyżej wykazaliśmy:

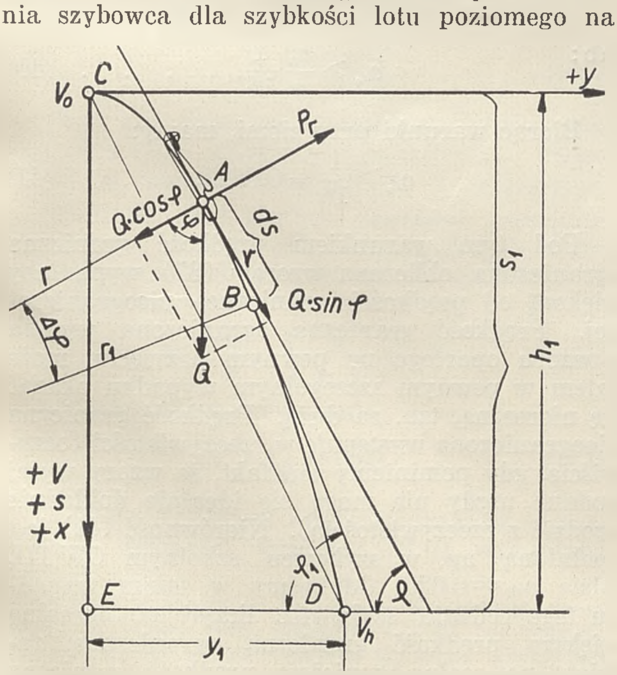
$$D = \frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{r_0}} + \frac{1}{c_{x_0}}\right). \quad (29)$$



Ryc. 7.

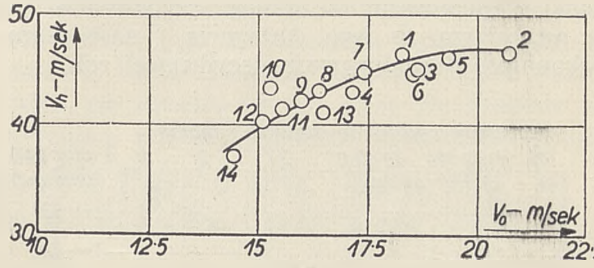
Zależność zdolności nurkowania dla $v_h = 0$ (Z) i $v_h \neq 0$ (D) od największej doskonałości szybowca.

Wystarczy zatem wziąć pod uwagę wyrażenie (29). Nazywam je „zdolnością nurkowania szybowca dla szybkości lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości". Jest ono w tym wypadku pewnego rodzaju miarą zachowania się danego szybowca w locie nurkowym. Wielkość „D" mamy podaną w tabeli końcowej dla poszczególnych szybowców.



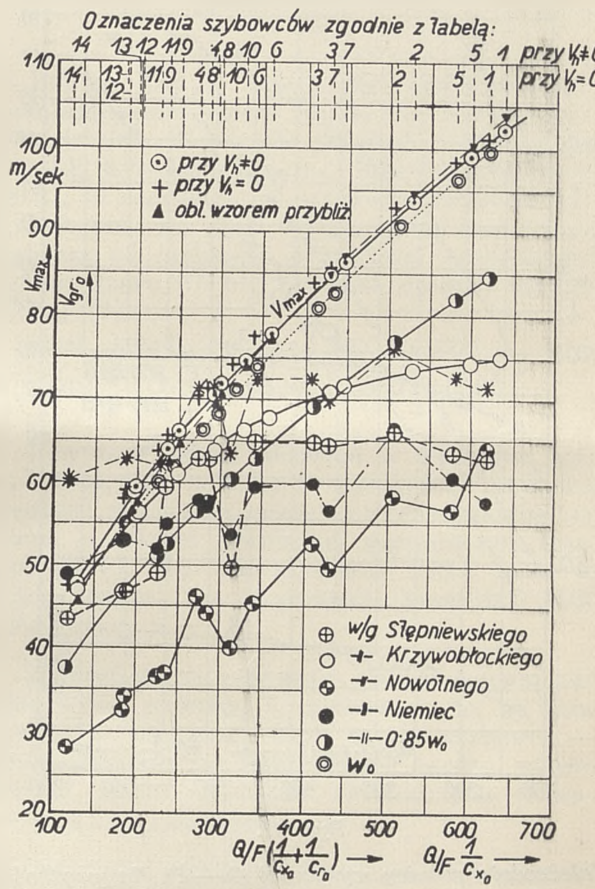
Ryc. 8.

Rzeczywiste wejście w lot nurkowy.



Ryc. 9.

Zależność prędkości początkowej lotu nurkowego od prędkości lotu ślizgowego na kącie natarcia największej doskonałości.



Ryc. 10.

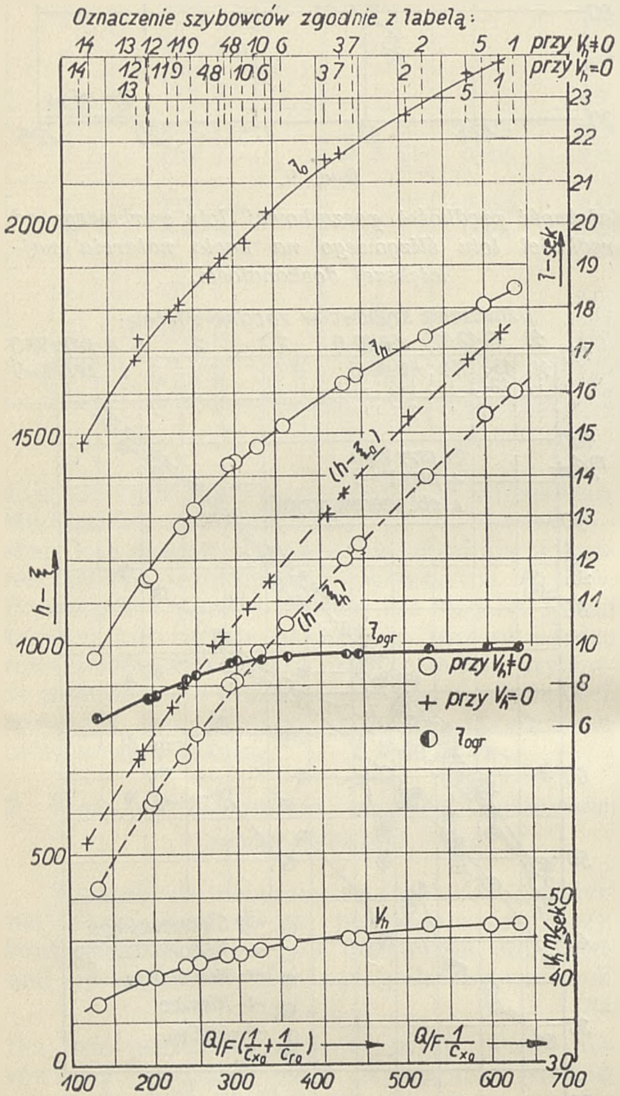
Zależności: prędkości granicznej nieograniczonej dla $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$, prędkości granicznej przy ziemi w_0 i prędkości granicznych ograniczonych różnymi metodami od zdolności nurkowania szybowca.

Czarnym kółkiem oznaczono mniejszą prędkość graniczną ograniczoną według Niemiec, gwiazdką zaś większą.

Ryc. 5 i 7 przedstawiają nam zależności zdolności nurkowania szybowca „Z" i „D" od kategorii i największej doskonałości szybowca.

Ryc. 10 i 11 przedstawiają nam zależność prędkości granicznej nieograniczonej, czasu „t", różnicy $(h - \xi)$ i prędkości początkowej lotu nurkowego od zdolności nurkowania szybowca.

Z wykresów na ryc. 5 i 7 widzimy, że trudno jest podać jakąkolwiek ścisłą zależność spółczynnika „zdolności nurkowania" szybowca od jego kategorii względnie największej doskonałości. W ogóle z tych rozważań widać, że jeżeli chodzi o zachowanie się danego szybowca w locie nurkowym, to jego kategoria i największa doskonałość nie odgrywają decydującej roli.



Ryc. 11.

Zależności: różnicy wysokości $(h - \xi)$ dla prędkości początkowej $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$, czasu osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej dla $v_h = 0$ i $v_h \neq 0$, t ogr. i prędkości początkowej lotu nurkowego od zdolności nurkowania szybowca.

Z ryc. 10 i 11, przedstawiających nam zależność prędkości granicznej nieograniczonej, czasu lotu, wysokości $(h - \xi)$ i prędkości początkowej lotu nurkowego od zdolności nurkowania, widzimy, że poszczególne punkty wprost idealnie leżą na krzywych, będących zatem doskonałym przedstawieniem własności, charakteryzujących lot nurkowy szybowca. Jedynie zatem „zdolność nurkowania" danego szybowca jest wielkością miarodajną dla jego lotu nurkowego.

7. *Prędkość graniczna ograniczona.*

a) Przepisy niemieckie.

Dawne przepisy niemieckie dla szybowców akrobacyjnych przyjmują następujące ograniczenie dla szybkości granicznej [11]:

$$v'_g = 4 v_1 = 4 \sqrt{\frac{Q}{F} \frac{1}{c_y} \frac{2}{\varrho}} = 4 \sqrt{16 \frac{Q}{F}} =$$

$$= 16 \sqrt{\frac{Q}{F}}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

gdzie:

v_1 = jednostkowa prędkość szybowca, tzn. pod założeniem, że lot ślizgowy odbywa się na kącie natarcia, odpowiadającym $c_y = 1$.

Przepisy niemieckie przyjmują zatem, że dopuszczalna prędkość lotu nurkowego szybowca może się równać czterokrotnej prędkości jednostkowej danego szybowca. W tablicy 1 końcowej mamy podaną tę prędkość „V_4" i jej stosunek do prędkości granicznej nieograniczonej dla kilku szybowców. Zaletą tego sposobu ograniczenia szybkości granicznej jest jego prostota i nieskomplikowany rachunek, wadą nieuwzględnianie własności aerodynamicznych szybowca a tylko obciążenia powierzchniowego. Porównajmy tę prędkość z prędkością graniczną nieograniczoną. Z samej istoty ograniczenia prędkości lotu nurkowego wynika, że prędkość graniczna ograniczona powinna być mniejszą od prędkości granicznej nieograniczonej. Zbadajmy, pod jakim warunkiem prędkość graniczna ograniczona mogłaby być równą względnie większą od prędkości granicznej nieograniczonej.

$$16 \sqrt{\frac{Q}{F}} \geqslant v_{max} = w = \sqrt{\frac{2}{c_{x_0} \sigma} \frac{Q}{F}} \quad . \quad . \quad (38)$$

$$128 \geqslant \frac{1}{\sigma c_{x_0}}, \quad 128 \sigma_0 \geqslant \frac{\sigma_0}{\sigma c_{x_0}}, \quad \sigma_0 = \frac{1}{8},$$

$$16 \geqslant \frac{\sigma_0}{\sigma c_{x_0}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

lub:

$$c_{x_0} \geqslant \frac{\sigma_0}{\sigma} \frac{1}{16}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

Biorąc warunki przy ziemi, mamy:

$$c_{x_0} \geqslant \frac{1}{16} = 0{,}0625. \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

Pod tym warunkiem prędkość graniczna ograniczona, obliczona wzorem (37), wypadłaby większą od prędkości granicznej nieograniczonej. Prędkość graniczna ograniczona wynika z wzoru opartego na pewnym przyjęciu, może zatem w pewnym szczególnym wypadku okazać się nierealną, tzn. za dużą. Prędkość graniczna nieograniczona występuje w rzeczywistości (oczywiście, gdy pominiemy ten fakt, że wzory wyżej podane nigdy nie mogą się idealnie dokładnie zgodzić z rzeczywistością). Nierówność (41) jest spełnioną np. w szybowcu szkolnym CW III, gdzie $c_{x0} = 0{,}076$. Gdybyśmy w takim wypadku tego rodzaju szybowiec liczyli na nierealną większą prędkość graniczną ograniczoną zamiast na realną mniejszą prędkość graniczną nieograniczoną, to szybowiec wypadłby za ciężki. Możliwym jest, że taki właśnie wypadek miał

miejsce z szybowcem CW III [3]). Poniżej podaję tabelę dla wielkości „c_{x0}", spełniające nierówność (40) dla różnych wysokości. Jak długo dla jakiegoś szybowca na różnych wysokościach „c_{x0}" spełnia nierówność (40), to znaczy to, że szybkość graniczna nieograniczona na tych wysokościach jest ciągle mniejszą od szybkości granicznej ograniczonej według wzoru (37). Stosunek gęstości $\frac{\sigma}{\sigma_0}$ liczymy według (1).

większą od prędkości granicznej nieograniczonej. Jak widać z tablicy 1 ten wypadek istotnie zachodzi nawet dla dużej ilości szybowców: ITS 8, CW 7, Komar, B 1, Czajka, CW 8, Wrona, CW 3. Z tego wynika, że Niemcy, licząc wzorem (37 *b*), liczą z pewnością bardzo często za „mocno" swoje niektóre szybowce, gdyż posługując się wzorem (37 b), liczy się niekiedy na nierealną większą prędkość graniczną ograniczoną zamiast na realną mniejszą szybkość graniczną nieograniczoną.

wysokość w *m*	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
$c_{x_0} \geqslant$ . . .	0,0625	0,0666	0,0689	0,0725	0,0761	0,0800	0,0842	0,0889	0,0936

Widzimy, że ze wzrastającą wysokością szybowiec musiałby posiadać coraz gorsze własności aerodynamiczne, by szybkość graniczna ograniczona stała się równą szybkości granicznej nieograniczonej. Z drugiej strony, w wypadku gdy $c_{x0} > 0{,}0625$, powyższa tabela pozwala na określenie wysokości, na której prędkość graniczna nieograniczona stałaby się równą prędkości granicznej ograniczonej wzorem (37). Np. dla szybowca CW III, dla którego $c_{x0} = 0{,}076$, dopiero na wysokości 2000 *m* prędkość graniczna nieograniczona staje się równą prędkości granicznej ograniczonej. Przeważnie jednak zwykle jest $c_{x0} < 0{,}0625$ i prędkość graniczna ograniczona jest mniejszą od prędkości granicznej nieograniczonej z wzoru (37).

Nierówność (40) przedstawi się teraz:

$$c_{x_0} \geqslant \frac{\sigma_0}{\sigma} \frac{1}{25} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \; (40\,a)$$

Poniżej podaję tabelę dla wielkości „c_{x0}", spełniające nierówność (40 *a*) dla różnych wysokości. Jak długo dla jakiegoś szybowca na różnych wysokościach „c_{x0}" spełnia nierówność (40 *a*), to znaczy to, że szybkość graniczna nieograniczona na tych wysokościach jest ciągle mniejszą od szybkości granicznej ograniczonej według wzoru (37 *b*). Stosunek gęstości liczymy według (1).

wysokość w *m*	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
$c_{x_0} \geqslant$ . . .	0,0400	0,0426	0,0441	0,0464	0,0487	0,0512	0,0539	0,0569	0,0599

Ostatnie niemieckie przepisy wytrzymałościowe (BVS) określają niszczące ciśnienie dynamiczne w locie nurkowym jako równe 25-krotnemu obciążeniu powierzchniowemu, a zatem:

$$q_{gr\ ogr} = 25 \frac{Q}{F} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \; (37\,a)$$

Biorąc warunki przy ziemi, otrzymujemy:

$$v = 20 \sqrt{\frac{Q}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \; (37\,b)$$

Wzór ten różni się od dawnego wzoru niemieckiego tylko wielkością spółczynnika. Odnoszą się tu zatem te same uwagi, co poprzednio.

Warunek, pod którym prędkość graniczna ograniczona mogłaby być równą względnie większą od prędkości granicznej nieograniczonej, przedstawi się teraz w postaci:

$$20 \sqrt{\frac{Q}{F}} \geqslant \sqrt{\frac{2}{c_{x_0} \sigma} \frac{Q}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \; (38\,a)$$

Dla warunków przy ziemi:

$$c_{x_0} \geqslant \frac{1}{25} = 0{,}04 \quad . \quad . \quad . \quad . \; (41\,a)$$

Pod tym warunkiem prędkość graniczna ograniczona, obliczona wzorem (37 *b*) wypadłaby

[3]) Według zdania p. Franciszka Kotowskiego, który już w tym czasie, kiedy szybowiec CW III był konstruowany, pracował w szybownictwie, szybowiec CW III był liczony na lot nurkowy ze spółczynnikiem bezpieczeństwa równym jedności. Jak liczono prędkość graniczną, dokładnie niewiadomo, najprawdopodobniej właśnie tym wzorem niemieckim (37).

Powyższa tabela pozwala w wypadku, gdy $c_{x0} > 0{,}04$, na określenie wysokości, na której prędkość graniczna nieograniczona stałaby się równą prędkości granicznej ograniczonej wzorem (37 *b*). Np. dla szybowca ITS 8 może to zajść dopiero na wysokości pomiędzy 1500 a 2000 *m*.

Z powyższych rozważań należy zapamiętać sobie jeden wniosek, a mianowicie to, że konstruktorzy niemieccy liczą swoje szybowce — jeżeli chodzi o lot nurkowy — bardzo mocno i że ich ostatnie przepisy zwiększyły te wymagania wytrzymałościowe.

Na ogół prędkość graniczna ograniczona wzorem (37 *b*) wypada większą od prędkości granicznej nieograniczonej (5) dla szybowców szkolnych, treningowych i przejściowych. Dla szybowców rasowych i akrobacyjnych — ogólnie rzecz biorąc — wypada ona mniejszą. Spośród tych szybowców „wyższej" klasy wyjątek stanowią ITS 8, który z racji swojego przeznaczenia jako motoszybowiec posiada względnie dość duży opór aerodynamiczny i CW 7, dla którego prędkość graniczna ograniczona wzorem (37 *b*) wypada o 0,27% większą od prędkości granicznej nieograniczonej przy ziemi „w_0".

W tablicy 1 mamy podaną prędkość graniczną ograniczoną wzorem (37 *b*) i oznaczoną przez „V_0", tudzież jej stosunek do prędkości granicznej nieograniczonej.

b) Projekt Nowotnego.

Według Nowotnego [2], jeżeli przyjmiemy, że dla przeciętnego szybowca wyczynowego doby obecnej, którego minimalny spółczynnik wypadkowej aerodynamicznej niechaj wynosi „$c_{r\,min\,0}$“, wystarczy ograniczyć szybkość nurkowania według wzoru niemieckiego, wówczas dla innego szybowca o spółczynniku „$c_{r\,min}$“ logicznym będzie żądać ograniczenia szybkości według wzoru:

$$v_g'' = v_g' \sqrt{\frac{c_{r\,min_0}}{c_{r\,min}}} = 16\sqrt{\frac{Q}{F}}\sqrt{\frac{c_{r\,min_0}}{c_{r\,min}}}. \quad (42)$$

Zamiast „$c_{r\,min}$“ lepiej jest według [2] wstawić „$c_{x\,min}$“. Zatem:

$$V_3 = v_g'' = 16\sqrt{\frac{Q}{F}}\sqrt{\frac{c_{x\,min_0}}{c_{x\,min}}}. \quad . \quad . \quad (43)$$

Jako szybowiec wzorcowy przyjmuje Nowotny szybowiec, którego $c_{x\,min\,0} = 0{,}02$, tzn. dobry wyczynowy szybowiec doby obecnej. Tablica 1 końcowa podaje nam prędkość graniczną ograniczoną (43) dla kilku szybowców.

Zaletą wzoru Nowotnego w stosunku do poprzedniego wzoru niemieckiego jest to, że Nowotny uzależnia już dopuszczalną prędkość nurkowania od pewnych własności aerodynamicznych danego szybowca. Wprawdzie nie bierze on pod uwagę całego ogółu własności aerodynamicznych danego szybowca, co jest bezsprzecznie wadą tego wzoru, a tylko „$c_{x\,min}$“, lecz stanowi to już duży krok naprzód. Zarzuca się dalej temu ograniczeniu dopuszczalnej prędkości nurkowania to, że wchodzi tu pewna wielkość, dowolnie obrana, a mianowicie „$c_{x\,min\,0}$“ (Stępniewski).

Znajdźmy warunek, dla którego szybkość graniczna ograniczona wzorem (43) może być równą lub większą od szybkości granicznej nieograniczonej.

$$16\sqrt{\frac{Q}{F}}\sqrt{\frac{0{,}02}{c_{x\,min}}} \geq v_{max} = w = \sqrt{\frac{2}{c_{x_0}\,\sigma}}\sqrt{\frac{Q}{F}}. \quad (44)$$

Dla tej nierówności musiałoby być:

$$\frac{c_{x_0}}{c_{x\,min}} > \frac{\sigma_0}{\sigma}\,\frac{1}{0{,}32}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

Dla różnych wysokości otrzymujemy:

wysokość w *m*	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
$\frac{c_{x_0}}{c_{x\,min}} >$ . .	3,12	3,28	3,44	3,62	3,80	4,00	4,21	4,44	4,68

Na ogół dla wszystkich przeważnie szybowców (patrz tablica 1) stosunek $\frac{c_{x_0}}{c_{x\,min}} < 3{,}12$, a zatem prędkość graniczna ograniczona jest zawsze mniejszą od prędkości granicznej nieograniczonej. Wzór Nowotnego nie sprawia więc takich niespodzianek, jakie mógłby sprawiać wzór niemiecki.

c) Prędkość graniczna ograniczona jako pewien ułamek prędkości granicznej przy ziemi.

Niektóre dotychczasowe normy określają prędkość graniczną ograniczoną jako pewien ułamek prędkości granicznej przy ziemi. Zazwyczaj stosowany spółczynnik wynosi 0,85. Czasami we wzorze na prędkość graniczną przy ziemi wstawia się wielkość „$c_{r\,min}$“. Zatem:

$$v_g''' = 0{,}85\,w_0 = 0{,}85\sqrt{\frac{Q}{F}\,\frac{2}{c_{r\,min}\,\sigma_0}} =$$

$$= 0{,}85 \times 4\sqrt{\frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{r\,min}}}. \quad . \quad . \quad . \quad (46)$$

Jednakże przy wstawieniu „$c_{r\,min}$“ nie zawsze będziemy mieli klasyczny lot nurkowy, jak to wyżej zaznaczyłem. W klasycznym locie nurkowym wystąpi wielkość „c_{x0}“ i jej też użyjemy do obliczania prędkości granicznej:

$$V_5 = v_g''' = 0{,}85 \times 4\sqrt{\frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}}} = 3{,}4\sqrt{\frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}}}. \quad (47)$$

W tablicy 1 końcowej mamy podaną tę prędkość dla kilku szybowców. Bardzo dużą zaletą tego sposobu ograniczenia prędkości granicznej lotu nurkowego jest to, że w sposobie tym bierzemy pod uwagę prędkość graniczną przy ziemi, zależną już w zupełności od własności charakterystycznych danego szybowca. Jednakże wysuwa się przeciwko temu sposobowi ograniczenia prędkości granicznej pewne zarzuty. Np. Stępniewski ([8], poza tym na Zjeździe ISTUS. w Budapeszcie w 1936 r.), uważa, że określenie dopuszczalnej szybkości nurkowania jako ułamka szybkości granicznej przy ziemi nie jest logiczne dla szybowców, gdyż np. przy szybowcu o $w_0 = 50\,m/sek$ szybkość ta „w_0“ zostanie już osiągnięta po 400 *m* spadku, podczas gdy dla innego szybowca, aerodynamicznie doskonalszego, szybkość graniczna, w tym wypadku np. $w_0 = 100\,m/sek$, może być osiągniętą dopiero po spadku z wysokości 1200 *m*. Jak w pierwszym wypadku jest możliwym osiągnięcie tej szybkości granicznej z powodu np. niezorientowania się pilota, że szybowiec się rozpędził (np. w chmurach), tak w drugim wypadku Stępniewski uważa, że pilot absolutnie się spostrzeże i nie dopuści do tak silnego rozpędzenia się szybowca. Określenie zatem dopuszczalnej prędkości nurkowania jako pewnego stałego ułamka prędkości granicznej przy ziemi niezależnie od bezwzględnej wartości tej prędkości, a więc od własności szybowca i obciążenia powierzchniowego na metr kwadratowy, prowadzi do tego, że w drugim, powyżej omawianym, wypadku, szybowiec budowany na ten nierealny warunek będzie miał obciążający go nadmiar wytrzymałości.

Jak widać (uwaga autora), racjonalnym byłoby przy tym sposobie ograniczenia prędkości granicznej lotu nurkowego uzależnić wielkość bezwymiarowego spółczynnika od własności charakterystycznych danego szybowca. A więc np. dla szybowców aerodynamicznie mniej doskonałych mógłby ten spółczynnik wynosić $0{,}9 \div 0{,}8$ zaś dla szybowców aerodynamicznie bardziej doskonałych $0{,}8 \div 0{,}6$.

Z istoty ograniczenia dopuszczalnej prędko-

ści nurkowania tym sposobem wynika, że prędkość graniczna ograniczona jest zawsze mniejszą od prędkości granicznej nieograniczonej.

d) Projekt polski[4]).

Projekt polski [12] uważa za dopuszczalną prędkość nurkowania „v_n" największą prędkość wzdłuż toru, jaką szybowiec może osiągnąć, jeżeli w ciągu czasu „t" będzie opadał pionowo z wysokości 2000 *m* (atmosfera Standard) pod wpływem siły ciężkości przy początkowej prędkości równej zeru. Należy przyjąć:

dla szybowców normalnych (ślizgowców i żaglowców) $t = 10{,}0$ *sek*;

dla szybowców akrobacyjnych $t = 12{,}5$ *sek*

Szybkość w ten sposób określona musi poza tym spełniać warunek:

dla szybowców normalnych — ślizgowców $v_n \geqslant 2\, v_0$;

dla szybowców normalnych — żaglowców $v_n \geqslant 3\, v_0$;

dla szybowców akrobacyjnych $v_n \geqslant 4\, v_0$,

gdzie „v_0" oznacza prędkość po torze przy kącie natarcia największej doskonałości.

Jednakże ten wniosek polski nie podaje dokładnie, jakimi wzorami należy się posługiwać przy obliczaniu prędkości dopuszczalnej, mając dany czas spadku. Ponieważ dalej następny projekt Stępniewskiego prawie że się pokrywa z projektem polskim, więc rozważymy dokładnie następny projekt.

e) Projekt Stępniewskiego.

Stępniewski na Zjeździe ISTUS w Budapeszcie w 1936 r. wysunął projekt ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania, który w zasadzie swojej jest prawie identyczny z projektem polskim, jednakże jest skonkretyzowanym i nie pozostawia żadnych wątpliwości co do sposobów obliczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania z danego czasu nurkowania. Zasada tego projektu wygląda, jak poniżej.

Dopuszczalną prędkość nurkowania przy ziemi obliczymy z dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego, jakie osiągnie szybowiec, jeżeli w ciągu czasu „t" będzie opadał pionowo z wysokości 2000 *m* (atmosfera Standard) pod wpływem siły ciężkości przy początkowej prędkości lotu nurkowego równej zeru. Czas lotu nurkowego przyjmuje się konwencjonalnie:

dla szybowców szkolnych np. $t = 7{,}5$ *sek*,

dla szybowców wyczynowych i akrobacyjnych np. $t = 10{,}0$ *sek*.

Tok postępowania przy obliczaniu podaję poniżej. Najpierw według wzoru $(2\,a)$ oblicza się prędkość v (dla $v_h = 0$) na różnych wysokościach dla różnych wartości „k" czyli dla różnych własności charakterystycznych szybowca (ryc. 3). Otrzymujemy cały pęk krzywych:

$$x = f(v) \qquad \ldots \qquad (48)$$

Następnie z równania (ryc. 1):

$$dt = -\frac{dx}{v}$$

mamy przy spadku z „h" do „x":

$$t = -\int_h^x \frac{dx}{v} = \int_x^h \frac{dx}{v}. \qquad \ldots \qquad (49)$$

To można przedstawić:

$$t = \frac{h - x}{v_{śr}}. \qquad \ldots \qquad (50)$$

gdzie:

$v_{śr}$ = średnia szybkość nurkowania przy spadku z wysokości „h" na wysokość „x".

Czas ten obliczano wykreślnie. W ten sposób otrzymano pęk krzywych:

$$q_x = \frac{\sigma_x v^2}{2} = f(t) \qquad \ldots \qquad (51)$$

dla różnych wielkości „k" względnie „w_0". Z tego przechodzi się do krzywych:

$$q_x = \frac{\sigma_x v^2}{2} = f(w_0) \,. \qquad \ldots \qquad (52)$$

dla różnych czasów a w szczególności dla 7,5 i 10,0 sekund. Wreszcie ostatni wykres przedstawia krzywe:

$$v = v_{gr.\,ogr.} = f(w_0) \qquad \ldots \qquad (53)$$

dla różnych czasów a w szczególności dla 7,5 i 10,0 sekund.

W podobny sposób można uzależnić prędkość graniczną ograniczoną od prędkości granicznej nieograniczonej i w ten sposób określać dopuszczalną prędkość nurkowania, oczywiście w zależności od czasu.

W praktyce musi się operować wykresami, gdyż droga rachunkowa jest absolutnie za długą — zatem warsztaty szybowcowe w wypadku obliczania prędkości granicznej ograniczonej tą metodą muszą posiadać wykresy, dostarczone przez odpowiedni Instytut (w Polsce przez Instytut Techniki Szybownictwa). Mając skonstruować pewien szybowiec, należy obliczyć dla niego „w_0" i od razu z krzywych (53) mamy dopuszczalną prędkość nurkowania względnie z krzywych (52) dopuszczalne ciśnienie dynamiczne, oczywiście w zależności od czasu nurkowania (7,5 lub 10,0 *sek*) czyli od typu danego szybowca.

W tablicy końcowej mamy obliczoną prędkość graniczną ograniczoną V_1 w myśl tego projektu lecz drogą rachunkową. Mianowicie z wzoru (30) po podstawieniu za czas 7,5 względnie 10,0 *sek* możemy obliczyć wielkość „s" dla danego szybowca, a dalej wysokość „x" z (31) Zatem dla tego „x" możemy z wzoru $(2\,a)$ obliczyć prędkość graniczną ograniczoną, oznaczoną w tabeli końcowej przez „V_1".

Projekt Stępniewskiego posiada bardzo duże zalety w porównaniu z innymi projektami i sposobami ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania. Mianowicie wprowadza on pewien czynnik rzeczywistości. Poprzednie projekty nie brały pod uwagę rzeczywistego przebiegu zjawiska lotu nurkowego tylko opierały ograniczenie dopuszczalnej prędkości nurkowania na pewnej wielkości, występującej w jednej określonej

[4]) W projekcie polskim wzięto za podstawę propozycję Stępniewskiego przyjęcia konwencjonalnego czasu nurkowania jako kryterium oceny dopuszczalnej prędkości nurkowania.

chwili w czasie lotu nurkowego względnie mogącej wystąpić w jednej chwili (np. szybkość graniczna przy ziemi „w_0" nie wystąpi nigdy w rzeczywistości, chyba przy pionowym uderzeniu szybowca o ziemię przy spadku z dużej wysokości). Projekt Stępniewskiego pierwszy wprowadza do obliczeń rzeczywisty przebieg zjawiska lotu nurkowego, opierając się na wzorach Neumarka, odzwierciedlających właśnie znakomicie rzeczywisty przebieg tego lotu.

Przyjęcie czynnika czasu konwencjonalnego, w jakim dany szybowiec może pozostawać w locie nurkowym ma swe uzasadnienie w tym, iż musi upłynąć pewien czas, zanim, pilot zorientuje się o położeniu szybowca i o stanie lotu np. w chmurach. Przyjęcie to łączy się z reakcją pilota. Przy tym należy podkreślić, iż przyjęta wielkość czasu nurkowania jest tylko pewną wielkością umowną, stwarzającą jedynie logiczniejszą fazę dla oceny prędkości dopuszczalnej nurkowania. Otóż należy stwierdzić, że faktycznie w ostatnich czasach przejawia się tendencja uwzględniania reakcji pilota w locie nurkowym, wynikająca ze zbliżania się coraz bardziej rozumowań teoretycznych do zjawisk rzeczywistych. Również Jakimiuk [8] proponował, by w locie nurkowym przypisać pilotowi pewną zależność między czasem a kątem wychylenia steru wysokości.

f) Projekt autora[5]).

Po podstawieniu (29) i wartości $\frac{\sigma_0}{\sigma}$ dla spadku z 2000 m we wzór (27) otrzymamy uproszczony wzór na prędkość początkową lotu nurkowego:

$$v_h^2 = 1{,}086\, w_0^2 + \frac{(v_0^2 - 1{,}086\, w_0^2)}{e^{\frac{1872}{w_0^2}}}. \qquad (54)$$

Prędkość „v_0" możemy wyrazić przy pomocy „w_0" z (4) i (8):

$$v_0 = 1{,}1033\, w_0 \sqrt{\frac{c_{x_0}}{c_{r_0}}} = \sim 1{,}1\, w_0 \sqrt{\frac{c_{x_0}}{c_{r_0}}}. \qquad (55)$$

Wstawiając (55) w (54) mamy:

$$v_h^2 = 1{,}086\, w_0^2 + \frac{\left[\left(1{,}2173 \frac{c_{x_0}}{c_{r_0}} - 1{,}086\right) w_0^2\right]}{e^{\frac{1872}{w_0^2}}}. \qquad (56)$$

Równanie (54) możemy przedstawić:

$$v_h^2 = 1{,}086\, w_0^2 - \frac{1{,}086\, w_0^2}{e^{\frac{1872}{w_0^2}}} + \frac{v_0^2}{e^{\frac{1872}{w_0^2}}}. \quad . \quad (54)$$

Przyjmując, że poszczególne wielkości wahają się w granicach:

$$w_0 = 44 \div 100\ m/sek,$$
$$1{,}086\, w_0^2 = 2100 \div 10.860,$$
$$e^{\frac{1872}{w_0^2}} = 2{,}440 \div 1{,}208,$$

mamy: $$v_h^2 = 1240 + \frac{v_0^2}{2{,}440} \div 1860 + \frac{v_0^2}{1{,}208}$$

$$v_0 = 14{,}55 \div 20{,}75\ m/sek,$$
$$v_0^2 = 212 \div 430$$
$$v_h^2 = 5{,}85\, v_0^2 + 0{,}41\, v_0^2 \div 4{,}33\, v_0^2 + 0{,}83\, v_0^2,$$
$$v_h = 2{,}5\, v_0 \div 2{,}3\, v_0. \quad . \quad . \quad . \quad (55)$$

Z tablicy 1 końcowej widać, że powyższa wartość waha się w granicach:

$$v_h = 2{,}8\, v_0 \div 2{,}4\, v_0. \quad . \quad . \quad . \quad (56)$$

Wzory (55) i (56) pozwolą nam obliczyć w pierwszym przybliżeniu prędkość początkową lotu nurkowego[6]).

We wzorze (6) podstawimy przy spadku z 2000 m:

$$k = \frac{2\, g\, H_1}{w_0^2} = \frac{186.400}{w_0^2}. \quad . \quad . \quad (3a)$$

Dla powyżej podanych granic „w_0" poniższe wyrażenie waha się:

$$\frac{k}{k-1} = 1{,}010 \div 1{,}055,$$

co potwierdzają obliczenia, podane w 1 tablicy końcowej. Średnio możemy przyjąć:

$$\frac{k}{k-1} = 1{,}035. \quad . \quad . \quad . \quad (57)$$

Dla powyżej podanych granic „w_0" i „v_0" poniższe wyrażenie waha się w granicach (patrz tablica):

$$\left[1 - \frac{(k-1)\, v_h^2}{2\, g\, (H_1 + h)}\right]^{\frac{1}{k-1}} = 0{,}987 \div 0{,}990.$$

Średnio możemy przyjąć:

$$\left[1 - \frac{(k-1)\, v_h^2}{2\, g\, (H_1 + h)}\right]^{\frac{1}{k-1}} = 0{,}99. \quad . \quad . \quad (58)$$

Po podstawieniu (3 a), (57) i (58) we wzór (6) otrzymamy nadzwyczaj prosty wzór na prędkość graniczną nieograniczoną przy spadku z 2000 m i przy uwzględnieniu prędkości początkowej lotu nurkowego:

$$v'_{max\,.\,h} = 0{,}8944\, w_0^{1{\cdot}035}. \quad . \quad . \quad (59)$$

Przybliżony wzór ten daje wartości, ściśle zgadzające się z wartościami, obliczonymi przy pomocy dokładnego wzoru (6), dla średnich wielkości „D". Dla małych „D" daje wartości troszeczkę większe, dla dużych „D" trochę mniejsze od wartości z wzoru (6). Możnaby zatem przyjąć:

dla małych „D":

$$v'_{max\,h} = 0{,}8935 \div 0{,}8940\, w_0^{1{\cdot}035} \quad . \quad . \quad (59a)$$

dla średnich „D":

$$v'_{max\,h} = 0{,}8944\, w_0^{1{\cdot}035} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (59b)$$

dla dużych „D":

$$v'_{max\,h} = 0{,}8950 \div 0{,}8955\, w_0^{1{\cdot}035} \quad . \quad . \quad (59c)$$

Można również przedstawić „$v_{max\,.\,h}$" przy pomocy „v_h" i „w_0" wzorem nieuproszczonym:

$$v'_{max\,h} = 0{,}89\, w_0^{1{\cdot}035} \sqrt{\frac{1}{\left[1 - \frac{186.400 - w_0^2}{225630\, w_0^2}\, v_h^2\right]^{\frac{w_0^2}{186.400 - w_0^2}}}} \qquad (60)$$

[5]) Uproszczone wzory ułożone przy współpracy w części rachunkowej p. Józefa Niespała (Instytut Techniki Szybownictwa).

[6]) Zaznaczam, że prędkości początkowe lotu nurkowego tzn. wtenczas, gdy lot szybowca staje się zupełnie pionowy, obliczona wzorami (55) lub (56) zgadzają się zupełnie zadawalniająco z wielkościami, podawanymi dla tej chwili lotu nurkowego przez pilotów (np. przez Pp. Zbigniewa Żabskiego i Franciszka Kotowskiego).

Prędkość graniczną ograniczoną wyrażam wzorem:

$$v_2 = n\, v'_{max\,h}, \quad \ldots \quad (60)$$

gdzie „n“ jest to spółczynnik zależny od „zdolności nurkowania“ danego szybowca tzn. od:

$$D = \frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{r_0}} + \frac{1}{c_{x_0}}\right). \quad \ldots \quad (29)$$

Im zdolność nurkowania danego szybowca dla szybkości lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości „D“ jest większą, tym wysokość spadku, potrzebna do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej jest większa, a zatem i czas, potrzebny do osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej jest większy. Ponieważ należy się liczyć z reakcją pilota, więc w wypadku nurkowania szybowca aerodynamicznie doskonałego pilot nie dopuści do osiągnięcia przez szybowiec prędkości granicznej nieograniczonej. A zatem dla szybowców aerodynamicznie doskonałych (dla dużych „D“) spółczynnik „n“ może być mniejszy i zmniejszenie tego spółczynnika przyczyni się do zmniejszenia ciężaru całego szybowca. Dla szybowców aerodynamicznie mniej doskonałych, które szybkość graniczną nieograniczoną osiągają szybko od chwili zaczęcia lotu nurkowego, spółczynnik ten musi być większy. W moim projekcie nie biorę pod uwagę kategorii danego szybowca, lecz jego zdolność nurkowania. Bowiem nie kategoria danego szybowca lecz właśnie jego obciążenie powierzchniowe i jego własności aerodynamiczne decydują o zachowywaniu się w locie nurkowym. Np. szybowiec CW 7, choć należy do kategorii szybowców akrobacyjnych, pod względem swojej zdolności nurkowania zalicza się raczej do kategorii szybowców treningowych i osiąga zatem w locie nurkowym prędkość graniczną nieograniczoną dosyć prędko (np. kapitan-pilot inż. Michał Bleicher osiągnął w chmurach na CW 7 prędkość 250 *km/godz*, a więc zupełnie blisko szybkości granicznej nieograniczonej). Zależność spółczynnika „n“ od „D“ mogłaby się przedstawiać jak na ryc. 12 lub mogłaby być ujęta tabelarycznie.

D	100	200	300	400	500	600	700
n	1,00	0,95	0,90	0,85	0,80	0,75	0,70

Jako granice przyjąłem w wykresie:

dla $D = 100$, $n = 1$,

dla $D = 700$, $n = 0{,}7$.

Należy zrozumieć, że w moim spółczynniku „n“ tkwi pojęcie czasu (pośrednio) a więc i pojęcie reakcji pilota. Projekt ten łączy zatem w sobie uwzględnienie rzeczywistego przebiegu lotu nurkowego i uwzględnienie początkowej prędkości lotu nurkowego z uwzględnieniem czasu nurkowania i reakcji pilota — wszystko w zależności od zdolności nurkowania szybowca. Można go uważać za inne przedstawienie projektu Stępniewskiego, wynikłe zresztą w tym samym Instytucie Techniki Szybownictwa pod wpływem wspólnych dyskusji.

W tablicy 1 końcowej mamy obliczoną wzorem (59) prędkość „$v'_{max\,h}$“ i podany jej stosunek do prędkości granicznej nieograniczonej. Jak widać, dokładność jest zupełnie zadowalająca. Ponadto mamy obliczoną prędkość graniczną ograniczoną wzorem (60). W końcu w tabeli tej podałem stosunek $v_{max\,h} : v_0$. Jak widać, trudno jest podać jakąś ścisłą zależność tych 2 prędkości od siebie.

Niektórzy konstruktorzy wysuwają projekt zastąpienia prędkości granicznej nieograniczonej $v_{max\,h}$ względnie $v_{max\,0}$ prędkością graniczną przy ziemi w_0. Na ryc. 10 mamy przedstawioną zależność:

$$w_0 = f\left(\frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}}\right).$$

Jak widać, krzywa ta odbiega trochę od krzywej, przedstawiającej prędkość graniczną nieograniczoną, jednakże różnice nie są zbyt wielkie, tak, że gdy nie będzie chodziło o bardzo wielką dokładność, to będzie można przyjąć:

$$v_{max\,h} = \sim w_0.$$

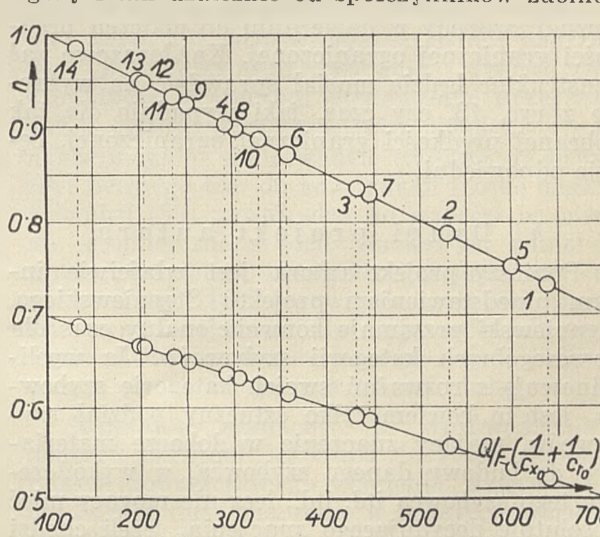
g) Projekt Stępniewskiego i autora.

W czasie dyskusji mojej z inż. Stępniewskim wysunęła się myśl połączenia naszych 2 projektów w jedną całość i uwzględnienia w ten sposób wszystkich czynników, wpływających na stan lotu nurkowego szybowca. Wspólny nasz projekt przedstawiałby się następująco:

a) Obliczenie prędkości granicznej nieograniczonej wzorem (59).

b) Obliczenie prędkości granicznej ograniczonej wzorem (60).

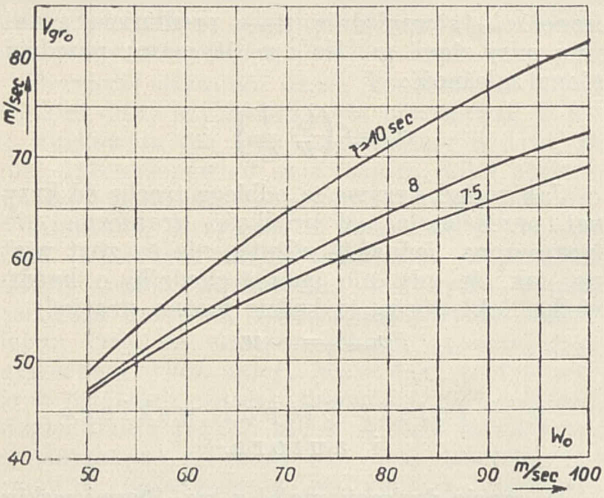
c) Uzależnienie spółczynnika n od czasu trwania lotu nurkowego według wzoru (53). Mianowicie ten spółczynnik można tak dobrać z góry i tak uzależnić od spółczynników zdolności nurkowania szybowca (ryc. 12), by zawsze czas trwania lotu nurkowego od początku do chwili osiągnięcia prędkości granicznej ograni-



Ryc. 12.

Wykres 16. Zależność spółczynnika „n“ od zdolności nurkowania szybowca dla lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości „D“.

czonej był równy względnie większy od konwencjonalnego czasu trwania lotu nurkowego, przyjętego przez Stępniewskiego. Czas ten możemy znaleźć z wykresu (ryc. 13). Dla danej wartości $v_{gr.\,ogr.}$ i w_0 danego szybowca znajdziemy na wykresie na ryc. 13. punkt, który musi leżeć na określonej krzywej ($t = 7{\cdot}5$, 8, 10 *sek*), lub powyżej tej krzywej.



Ryc. 13.

Zależność prędkości granicznej ograniczonej od prędkości granicznej przy ziemi i krzywe konwencjonalnych czasów lotu nurkowego według Stępniewskiego.

To można również przeprowadzić praktycznie w inny sposób:

a) Obliczenie prędkości granicznej nieograniczonej wzorem (59).

b) Obliczenie prędkości granicznej ograniczonej wzorem (60).

c) Spółczynnik n będzie podany w pewnych granicach w celu zostawienia konstruktorowi pewnej swobody w dobieraniu do obliczeń prędkości granicznej ograniczonej. Każdorazowo zaś konstruktor będzie musiał sprawdzić na wykresie z ryc. 13, czy czas, jaki wypadnie dla tak dobranej prędkości granicznej ograniczonej, będzie odpowiedni.

h) Drugi projekt autora.

Poniższy projekt autora jest właściwie innym przedstawieniem projektu Stępniewskiego. Stępniewski przyjmuje konwencjonalny czas dla poszczególnych kategorii szybowców. Ja wyeliminowuję z rozważań swoich kategorię szybowca, jest to bowiem tylko sztuczny podział szybowców, mający znaczenie w doborze materiałów do budowy danego szybowca, w wykończeniu tego szybowca itd. itd., lecz nie mogący mieć absolutnie decydującego znaczenia, jeżeli chodzi o zachowanie się danego szybowca w locie nurkowym, o wielkość jego prędkości granicznej nieograniczonej czy ograniczonej itd. itd. — W swoim drugim projekcie ograniczam czas lotu nurkowego szybowca w zależności od jego zdolności nurkowania czyli od wyrażenia

$$D = \frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{x_0}} + \frac{1}{c_{r_0}}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

względnie od wyrażenia

$$Z = \frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

Praktycznie przedstawiałoby się to następująco:

a) dla danego szybowca obliczam jego spółczynnik zdolności nurkowania D lub Z;

b) wyznaczam dla danego szybowca czas osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej. Ponieważ wzory Neumarka (30) i (32), służące do obliczania tego czasu nie są możliwe do zastosowania w warsztatach szybowcowych, należałoby dostarczać warsztatom, wykresów, jak na ryc. 11:

$$t_0 = f\left(\frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60a)$$

lub:

$$t_h = f\left\{\frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{x_0}} + \frac{1}{c_{r_0}}\right)\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (60b)$$

Z wykresów tych przez interpolację możemy szybko uzyskać czas osiągnięcia prędkości granicznej nieograniczonej.

c) obliczam ograniczony czas lotu nurkowego danego szybowca z wzoru:

$$t_{ogr.} = n\, t_h \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60c)$$

lub:

$$t_{ogr.} = n\, t_0\,; \quad . \quad . \quad . \quad (60d)$$

d) spółczynnik n uzależniam od spółczynnika zdolności nurkowania danego szybowca, jak na ryc. 12. Na tym wykresie przyjąłem:

dla $D = 100$ $n = 0{,}7$,

dla $D = 700$ $n = 0{,}5$.

Otóż te przyjęcia: $n = 0{\cdot}5$ dla $D = 700$ są dowolne i można je zmieniać, w zależności od przeznaczenia danego szybowca, od klasy pilotów, dla których dany szybowiec jest przeznaczony itd. itd. Spółczynnik n dla dużych wartości D należy obrać tak wielki, by w każdym wypadku pilot miał czas na zorientowanie się że szybowiec znajduje się w locie nurkowym, i na zareagowanie sterami. Gdy szybowiec jest przeznaczony dla pilotów wysokiej klasy, to spółczynnik n może być nawet bardzo mały, co wpłynie na znaczne zmniejszenie ciężaru szybowca. W tablicy 1 wielkości charakterystycznych szybowców mamy obliczone wartości $t_{ogr.}$ według wzoru (60 *c*) przy przyjęciu wartości spółczynnika „n" z wykresu na ryc. 12. Na ryc. 11 mamy wykres $t_{ogr.}$ jako funkcję zdolności nurkowania szybowca.

e) dla tak obliczonego czasu $t_{ogr.}$ i dla prędkości w_0 danego szybowca wyznaczam z wykresu 13 dopuszczalną prędkość nurkowania. Wykres taki będzie musiał być dostarczony warsztatom szybowcowym i na takim wykresie należałoby wkreślić bardzo gęsto krzywe czasów w przedziale od około 6 sekund do około 12 sekund.

h) Dobór czynnika ograniczającego w locie nurkowym szybowca.

Powyżej widzieliśmy, że ograniczającym czynnikiem w locie nurkowym mogą być: prędkość (Niemcy, Nowotny, 0·85 w_0, Krzywobłocki,

Stępniewski), czas (Stępniewski, Stępniewski—Krzywobłocki, drugi projekt Krzywobłockiego) względnie ciśnienie dynamiczne (Stępniewski). Powyższe czynniki są ze sobą wzajemnie połączone. Najważniejszym czynnikiem jest bezwzględnie prędkość, gdyż ona wchodzi jako bardzo znacząca wielkość (w kwadracie) do obliczeń momentu skręcającego skrzydła. Dlatego też na nią najpierw zwrócono uwagę i usiłowano ograniczyć ją bezpośrednio. Drugim ważnym czynnikiem jest czas trwania lotu nurkowego ze względu na reakcję pilota. Na ten czynnik zwrócono uwagę dopiero niedawno. Ten czynnik musi być w jakikolwiek odpowiedni sposób związany z prędkością graniczną ograniczoną, potrzebną do obliczeń.

Pozostaje jeszcze do omówienia trzeci możliwy czynnik ograniczający tzw. ciśnienie dynamiczne. Pojęcie dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego w locie nurkowym samolotu wprowadzili Niemcy już dawniej [32], [33]. Do polskiego projektu wytrzymałości szybowców wprowadził je Stępniewski. Jednakże przy operowaniu pojęciem „dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego" należy być ostrożnym i nie można przyjmować go bezkrytycznie, chyba, że obliczymy to dopuszczalne ciśnienie dla gęstości powietrza przy ziemi tzn. największej. Gdy bowiem ograniczymy prędkość w locie nurkowym przy spadku np. z wysokości 2000 *m*, to niekoniecznie dany szybowiec będzie zawsze nurkował z tej wysokości. Może się bowiem zdarzyć, że ten szybowiec będzie nurkował z szybkością graniczną ograniczoną lecz z wysokości 1200 *m* czy też 800 *m*, gdzie gęstość powietrza jest większą niż na wysokości 2000 *m*. Oczywiście, że wtenczas wystąpi większy moment skręcający niż ten, na który dane skrzydło było liczone. Gdybyśmy liczyli skrzydło szybowca na prędkość graniczną nieograniczoną w ten sposób, że utworzylibyśmy wyrażenie na ciśnienie dynamiczne:

$$q = \frac{\sigma\, w_{max}^2}{2}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60\,e)$$

gdzie „σ" jest to gęstość powietrza na tej wysokości, na której szybowiec osiąga prędkość graniczną nieograniczoną, to otrzymalibyśmy wtenczas największy moment skręcający skrzydła bez względu na wysokość, na której odbywałby się lot nurkowy szybowca, co jest łatwym do udowodnienia. Albowiem prędkość graniczna nieograniczona zostanie osiągniętą wtenczas, gdy opór powietrza będzie równy ciężarowi szybowca. Zatem:

$$Q = F c_{x_0} \frac{\sigma\, w_{max}^2}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60 f)$$

$$\frac{\sigma\, w_{max}^2}{2} = \frac{Q}{F}\frac{1}{c_{x_0}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60\,g)$$

Wzór (60 *g*) pozwala nam obliczyć największe ciśnienie dynamiczne, równe, jak widać, zdolności nurkowania danego szybowca dla prędkości początkowej równej zeru. Ciśnienie to dla danego szybowca jest stałe, bez względu na wysokość, na której szybowiec osiąga prędkość graniczną nieograniczoną. To największe ciśnienie dynamiczne można wyrazić:

$$\frac{\sigma\, w_{max}^2}{2} = \frac{\sigma_0\, w_0^2}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60 h)$$

Powyższe największe ciśnienie dynamiczne nazywają niemieccy autorzy „ciśnieniem równowagi lotu nurkowego wolnego od przyśpieszenia" (Gleichgewichtsstaudruck des beschleunigungsfreien Sturzfluges) [32], [33]. Po osiągnięciu bowiem przez szybowiec takiej prędkości w locie nurkowym, że to ciśnienie wystąpi, lot szybowca przestaje być lotem przyśpieszonym.

Z powyższego wzoru możemy wysnuć jeszcze jeden wniosek a mianowicie, że od chwili osiągnięcia przez szybowiec prędkości granicznej nieograniczonej ciśnienie dynamiczne w czasie całego dalszego lotu nurkowego jest wartością stałą.

$$\frac{\sigma\, v^2}{2} = \text{cons.} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60\,i)$$

Prędkość w czasie tej drugiej części lotu nurkowego zmniejsza się odwrotnie proporcjonalnie do drugiego pierwiastka z rosnącej gęstości powietrza:

$$v = \text{cons}' \sqrt{\frac{1}{\varrho}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60 j)$$

Jak widać, łatwym byłoby obliczać skrzydło na największe ciśnienie dynamiczne tzn. na największy moment skręcający. Jeżeli jednakże ograniczymy to ciśnienie dynamiczne tzn. wprowadzimy pewne ciśnienie dynamiczne dopuszczalne, to tym samym zakładamy, że na większych wysokościach szybowiec może nurkować z większą prędkością a na niższych wysokościach z mniejszą prędkością. Jeżeli więc wprowadzimy prędkość graniczną ograniczoną jako czynnik ograniczający w locie nurkowym, to należy wziąć pod uwagę tę zmianę gęstości powietrza przy obliczaniu ciśnienia dynamicznego, miarodajnego dla wytrzymałości skrzydła. Najkorzystniej zatem tzn. najpewniejszym byłoby obliczanie tego dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego z prędkości granicznej ograniczonej przy zakładaniu gęstości powietrza przy ziemi σ_0. To jednakże mogłoby doprowadzić czasami do liczenia zbyt pewnego tzn. do konstrukcji trochę ciężkich. Scheubel [32] wprowadza do wzorów na ciśnienie dynamiczne w locie nurkowym samolotów z napędem śmigło-silnikowym gęstość powietrza na wysokości 1000 *m*, twierdząc, że dla samolotów wysokości niższe nie mogą wchodzić w rachubę. Jednakże dla szybowców należy brać pod uwagę wysokości jeszcze trochę niższe.

Należałoby zaznaczyć, że wprowadzenie do obliczeń skrzydeł szybowca (czy też samolotu) pojęcia dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego ma bardzo duże znaczenie w praktyce. Albowiem dotychczas używane w lotnictwie przyrządy do mierzenia prędkości (prędkościomierze) mierzą właśnie ciśnienie dynamiczne a nie prędkość względną powietrza (tzn. prędkość szybowca względem powietrza). Ponieważ gęstość powietrza zmienia się z wysokością i w zależności od pory roku, więc jasnym jest, że wskazania prędkościomierza są ścisłe tylko wtenczas, gdy gęstość powietrza atmosferycznego jest równą

tej gęstości, przy której dany prędkościomierz był cechowany. W innych warunkach wskazania prędkościomierza będą nieścisłe. Według pomiarów niemieckich [34] odchyłki we wskazaniach prędkościomierzy są czasami bardzo znaczne. Dla układu gęstości i ciśnienia powietrza według „normalnej atmosfery" odchyłki we wskazaniach prędkości rosną prawie prostoliniowo z wysokością i na wysokości 1000 *m* różnica wynosi (—5%), zaś na wysokości 2000 *m* (—10%). Znak minus dajemy dlatego, że właściwa prędkość względna będzie większą od wskazanej przez prędkościomierz. W czasie bardzo upalnych dni odchyłki te będą jeszcze większe i mogą dojść do (—12%) na wysokości 2000 *m*. — W czasie bardzo mroźnych dni odchyłki te będą mniejsze a blisko poziomu ziemi mogą wtenczas mieć nawet znak dodatni. Ponieważ pilot kieruje się zwykle wskazaniami prędkościomierza, jeżeli chodzi o rozpędzanie szybowca w locie nurkowym, a te wskazania są proporcjonalne do ciśnienia dynamicznego, wywierającego również decydujący wpływ na wielkość momentu skręcającego skrzydła, więc jasnym jest, że dobrze jest ograniczyć to ciśnienie dynamiczne do pewnej wielkości i je podać jako granicę dla pilota.

Jak z powyższych rozważań widać, najlepszą jest kombinacja, uwzględniająca czynnik czasu i dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego. Jeżeli bierze się pod uwagę prędkość graniczną ograniczoną, to należy koniecznie obliczyć z niej wielkość dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego, gdyż to dopiero będzie miarodajnym dla pilota. W tym obliczeniu jednakże należy za gęstość powietrza przyjąć gęstość na wysokości bliskiej ziemi (400—600 *m*).

i) Porównanie prędkości granicznych, ograniczonych różnymi metodami.

Ryc. 4, 6 i 10 przedstawiają nam zależność prędkości granicznej ograniczonej różnymi metodami od kategorii szybowców, największej doskonałości szybowca i zdolności nurkowania szybowca. Na tym ostatnim wykresie mamy również podaną zależność prędkości granicznej przy ziemi od zdolności nurkowania szybowca. Krzywe wykreślone według Stępniewskiego, Nowotnego, Niemiec i 0,85 w_0, tudzież krzywa w_0 odniesione są do wyrażenia

$$Z = \frac{Q}{F}\,\frac{1}{c_{x_0}}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

zaś krzywa wykreślona według autora do wyrażenia

$$D = \frac{Q}{F}\left(\frac{1}{c_{x_0}} + \frac{1}{c_{r_0}}\right). \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

Przy obliczaniu prędkości granicznej ograniczonej według mojego projektu spółczynnik „*n*" przyjąłem z wykresu na ryc. 12. Jak widać, zależności te nie przebiegają na ryc. 4 i 6 podług jakichś krzywych, lecz przedstawiają się one dosyć chaotycznie. Dopiero na ryc. 10 uwydatnia się pewien wyraźniej zaznaczony, kierunek przebiegu tych łamanych krzywych. Krzywe podług wszystkich autorów są krzywemi łamanymi, krzywa podług mojego projektu jest krzywą ciągłą. Krzywej tej możemy nadać charakter mniej lub więcej stromy, zależnie od doboru wielkości spółczynnika „*n*". Krzywa ta określa w sposób ścisły i jednoznaczny prędkość graniczną ograniczoną w zależności od zdolności nurkowania danego szybowca tzn. od jego wielkości charakterystycznych.

8. *Prędkości rzeczywiście osiągane w locie nurkowym.*

W celach porównawczych prosiłem kilku czołowych polskich pilotów szybowcowych o podanie maksymalnych prędkości, jakie kiedykolwiek osiągnęli na poszczególnych typach szybowców. Na tym miejscu podam kilka danych szczegółowych, zaś w końcowej tabeli podaję tylko prędkości bezwzględnie maksymalne, jakie poszczególni piloci osiągnęli, oznaczając ją przez *V* rzeczywiste.

a) Kapitan pilot - obserwator inż. Michał Bleicher:

CW 7 — w akrobacji bez silniejszych obciążeń dynamicznych do 250 *km/godz.*

Sokół — nie ponad 140 *km/godz.* w akrobacji.

CW 5 — w loopingu do 130 *km/godz.*

SG 3 — nie ponad 60 *km/godz.*

Komar — w chmurach do 120 *km/godz.* przy bardzo silnych obciążeniach dynamicznych.

ITS II — wychodzenie z nurka po loopingu 150 ÷ 180 *km/godz.* [2].

Männchen — wychodzenie z nurka po loopingu ∾180 *km/godz.*

Sperber — w akrobacji do 160 *km/godz.* z widoczną możliwością jeszcze dużo większej szybkości.

b) Major pilot Peterek:

CW 7 — brak dokładnych danych, nie wielka różnica z Sokołem.

Sokół — wprowadzenie do loopingu 120 *km/godz.*, wyprowadzanie 140 *km/godz.*, maksymalna szybkość 160 *km/godz.*

CW 5 — maksymalna szybkość w chmurach 160 *km/godz.*

c) P. Zbigniew Żabski:

CW 7 — wprowadzanie do loopingu 120 *km/godz.*

Sokół — wprowadzanie do loopingu ∾110 *km/godz.*

CW 5 — wprowadzanie do loopingu ∾90 *km/godz.*

Poza tym podam jeszcze prędkości dla „Minimoa". Według [14] przy długich lotach nurkowych, które robiono w celu rozmaitych badań, osiągano na tym szybowcu szybkości — 280 *km/godz.*

Zakończenie.

W pierwszej części tego artykułu omówiłem, nie biorąc pod uwagę skręcenia skrzydeł czyli uważając skrzydło za idealnie sztywne, rozmaite wzory tyczące się ograniczenia dopuszczalnej prędkości szybowca w locie nurkowym, dochodząc do wniosków, że istotnie wszystkie dotychczasowe wzory i projekty ograniczenia tej prędkości, jako oparte na podziale szybowców na kategorie i nie biorące pod uwagę wszystkich jego własności aerodynamicznych, posiadają pewne wady. Na końcu tej części wysunąłem projekt ograniczenia tej prędkości w zależności od pewnej liczby, zależnej od tych wszystkich własności aerodynamicznych danego szybowca, które wywierają wpływ na wielkość prędkości w locie nurkowym.

W drugiej części tego artykułu omówię lot nurkowy szybowca przy uwzględnieniu skręcenia skrzydeł.

LITERATURA.

[1]. Stefan Neumark. Badanie wolnego spadku z uwzględnieniem oporu powietrza o zmiennej gęstości. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa. Sprawozdanie kwartalne Nr 5, 1931.

[2]. Adam Nowotny. O obciążeniach szybowców w locie. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1934, Nr 1.

[3]. Weyl. Über neuere amerikanische Beschleunigungsmessungen. Z. F. M. 1925, str. 451 i 470.

[4]. Köppen und Hübner. Beschleunigungsmessungen an Flugzeugen. Z. F. M. 1926, str. 534.

[5]. Scheubel. Über Beschleunigungsmessungen im Fluge. Abh. aus d. Aerod. Inst. Aachen. H. 10.

[6]. Diringshofen. Die Bedeutung von hydrostatischen Druckunterschieden für den Blutkreislauf des Menschen bei Einwirkung hoher Beschleunigungen. Z. F. M. 1932, str. 164.

[7]. Diringshofen. Über die Wirkung von Beschleunigungen im Fluge auf den Menschen. Z. F. M. 1933, str. 589.

[8]. Inż. Franciszek Janik. Analiza wyrwania w świetle polskich wymagań wytrzymałościowych. Odczyt dnia 3. IV. 1936. Sprawozdanie: Techniczne Nowości Lotnicze. 1936.

[9]. Przepisy wytrzymałościowe I. B. T .L. dla samolotów.

[10]. Hütte. Des Ingenieurs Taschenbuch. — Berlin 1931.

[11]. Mitteilung Nr. 5 d. Deutschen Forschungsinstitutes für Segelflug. Flugsport. — 1933, str. 516.

[12]. Wniosek polski, dotyczący warunków minimalnych wydawania świadectwa sprawności technicznej na szybowce lądowe. (Dział wytrzymałościowy).

[13]. Inż. Jerzy Bukowski. Kilka uwag o pracy śmigła z uwzględnieniem warunków lotu nurkowego. Odczyt w Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 28 lutego 1936. Sprawozdanie: Techniczne Wiadomości Lotnicze. Nr 3, 1936, str. 70.

[14]. Hochleistungs - Segelflugzeug „Minimoa". Flugsport. XXVIII. Nr. 20, 1936.

[15]. Niestateczność skrzydeł samolotu przy dużych szybkościach. Dr Inż. E. S. E. R. Leduc. Bulletin Technique. Nr 60. 1929 r. Tłumacz. Techniczne Nowości Lotnicze. Warszawa. Marzec. 1933. Uzupełnione według ref. Inż. A. A. Sładkopiewcewa. Tiechnika Wozdusz. Fłota. Nr 11. (12. 1932).

[16]. Projekt płatowca. Zeszyt 10 a. Metoda obliczenia wyboczenia skrętnego skrzydła. Napisał Kazimierz Seredyński. Warszawa 1936.

[17]. Instytut Techniki Szybownictwa we Lwowie. Metody obliczeń. Część I. Obliczenie wytrzymałości płata.

[18]. A. Grzędzielski i R. Seredyński. Zastosowanie równań całkowych w statyce lotniczej. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa. Sprawozdania. Nr 1 (16) 1935.

[19] W. Bilewicz i A. Grzędzielski. Obliczenie skrzydła jednodźwigarowego. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa. Sprawozdania. Nr 2 (17).

[20]. Inż. Aleksander Grzędzielski. Oddziaływanie steru a odkształcenia skrzydła w stromym locie nurkowym. Wiadomości Techniczne Lotnictwa. Rok III. Warszawa. 1935. Nr 4.

[21]. Dr Inż. Zygmunt Fuchs. Pomiary usterzeń poziomych. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. 1933. Nr 3, Nr 4. 1934. Nr 2. 1935 Nr 7.

[22]. Zbigniew Oleński. Zdolność szybowców osiągania wysokości przez krążenie. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Nr 9. Rok IV. Lwów, 1936.

[23]. Inż. W. Stępniewski. Charakterystyki aerodynamiczne i obciążenie płata a własności przelotowe szybowców. Skrzydlata Polska. Nr 12. 1935. Wiadomości Techniczne I. T. S.

[24]. Inż. W. Stępniewski. Elementy aeronawigacji szybowcowej. Skrzydlata Polska. Nr 8. 1935. Wiadomości Techniczne I. T. S.

[25]. Inż. W. Stępniewski. Własności przelotowe szybowców oraz kwestia wyzyskania tzw. minimów aerologicznych. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Nr 9. Rok IV. Lwów, 1936.

[26]. Prof. S. Łukasiewicz — Dr Z. Fuchs — Inż. W. Stępniewski. Niektóre możliwości osiągania zwiększonych wyporów płata z zachowaniem dobrych doskonałości. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Nr 9. Rok IV. Lwów, 1936.

[27]. Adam Nowotny. Własności szybowców i wyczyny w locie żaglowym. Program wypróbowania szybowców różnych typów. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Rok I. Nr 2. Lwów, 1933.

[28]. Adam Nowotny. Profile płatów o małej wędrówce środka ciśnień. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Rok I. Nr 4. Lwów, 1933.

[29]. Dr Inż. Zygmunt Fuchs. Wyniki badań aerodynamicznych płatowca „Pou du Ciel". Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Rok III. Nr 8. Lwów, 1935.

[30]. Helmbold, H. B. Über die Berechnung des abwindes hinter einem rechteckigen Tragflügel. Z. F. M. Tom 16. 1925. S. 291 i Tom 18. 1927. Str. 11.

[31]. R. Fuchs, L. Hopf, Fr. Seewald. Aerodynamik. Str. 175—186.

[32]. F. N. Scheubel. Geschwindigkeits- und Staudruckverlauf im senkrechten Sturzflug. Luftfahrt-Forschung. Tom 13. Nr 11. 1936.

[33]. Fritz Becker. Der Sturzflug in veränderlicher Luftdichte. Z. F. M. 23. Rocznik 1932. Nr 22. Str. 659.

[34]. Die Fehlanzeige eines Staudruckmessers in Abhängigkeit von Höhe und Wetterlage. Luftwissen. Tom 3. 1936. Nr 10. Str. 317.

[35]. Bauvorschriften für Flugzeuge. Zeszyt 1. Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen. 1935.

[36]. Luftbremsen für Segelflugzeuge. Von Hans Jacobs, D. F. S. Flugsport, Nr 13 1937, str. 350, względnie Luftwissen, Tom 4, Nr 7. 1937, str. 207.

[37]. Inż. Franciszek Janik. Wymagana wytrzymałość samolotu. I. T. L. Warszawa 1937.

[38]. H. G. Küssner. Augenblicklicher Entwicklungsstand der Frage des Flügelflatterns. Luftfahrtforschung. Tom 12. 1935. Nr 6, str. 193.

Dr **ADAM KOCHAŃSKI**

Mapa szybowcowa Polski.

La carte du vol à voile de la Pologne.

Pour les pilotes du vol à voile, l'Institut de la Technique d'Aviation sans Moteur de Lwów, a preparé une carte utile dans l'air. Sur la carte géographique de la Pologne, en échelle 1 : 1,000.000, a été imprimée une partie speciale, comportante les significations normales de chaque carte d'aviation (les terrains du vol à voile, les aérodromes, les zones interdies, dangereuses etc.).

En plus, ont été marquées les régions athermiques, désavantageuses pour les vols à voile, ainsi que les routes favorables au vol de distance.

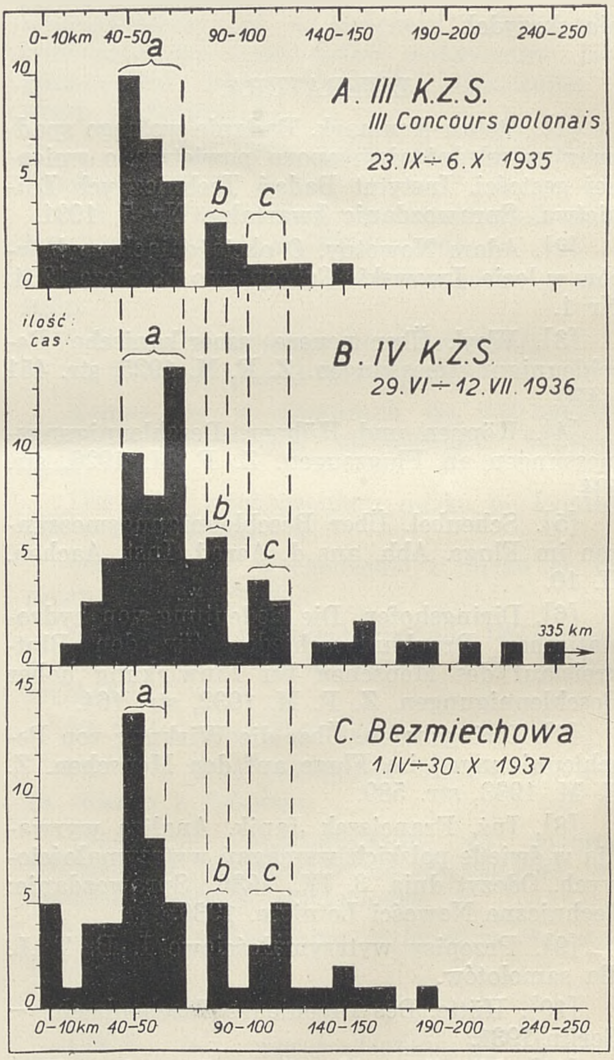
Dans l'article présent, l'auteur de la carte donne les renseignements, dans quelle mode il a établi les régions athermiques et les routes favorables au vol. Les fig. 1 et 2 renseignent les conditions des vols de distance, faits de Bezmiechowa, et d'Ustianowa. De même, les données concernantes les vols faits d'Inowrocław, nous avons sur la fig. 3 et 4. Les cartes des fig. 6, 7 et 8, représentent: le nombre des jours avec les *Cu* (en %, fig. 6), la nébulosité (en dixièmes, fig. 7), l'intensité de la thermique des *Cu* (nombre des jours × nébulosité, fig. 8). La fig. 9 renseigne le nombre des jours avec l'orage.

Ces cartes, aussi bien que les rapports des pilotes, ont permis d'établir les régions athermiques et les routes favorables au vol à voile. La carte vraie, en dimensions 90 × 90 *cm*, n'est pas ici publiée.

W maju 1938 ukazało się opracowane w Instytucie Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa we Lwowie, prowizoryczne wydanie mapy szybowcowej Polski. Mapa ma na celu usprawnienie przelotów szybowcowych, przez lepsze niż dotychczas zorientowanie pilotów, jakie są możliwości techniczne i termiczne przelotów, w różnych częściach kraju.

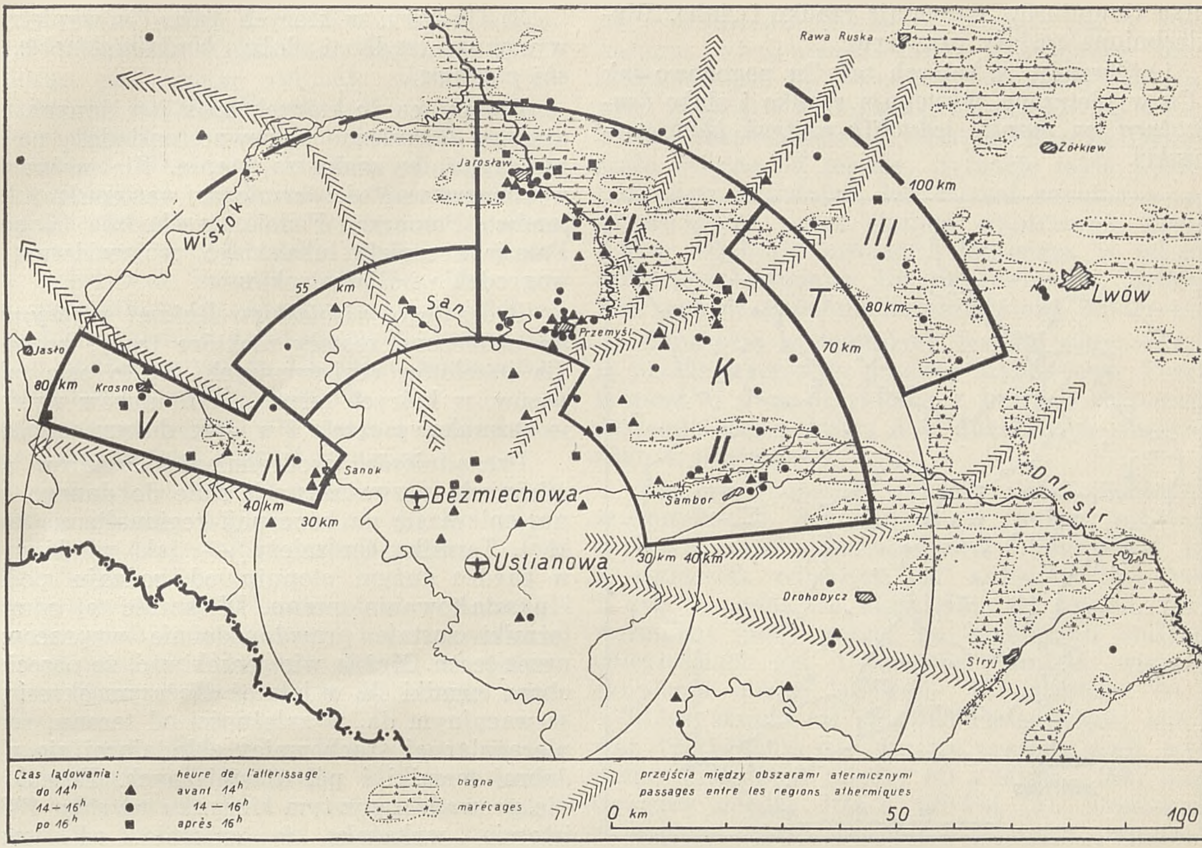
Jako podkład mapy szybowcowej, służy powszechnie używa wśród pilotów mapa Polski w podziałce 1 : 1,000.000, wydawnictwa Wojskowego Instytutu Geograficznego w Warszawie. Na mapie tej sporządzony został dodatkowy nadruk dla celów szybowcowych, składający się z części czysto lotniczej i części meteorologicznej.

Część lotnicza zawiera następujące oznaczenia:



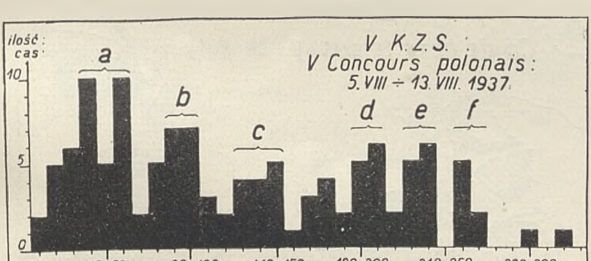
Ryc. 1.

Ilość przelotów szybowcowych o danej długości. Przeloty ugrupowane są według odległości od Ustianowej. Z r. 1937 nie uwzględniono 4 przelotów Bezmiechowa-Ustianowa-Bezmiechowa (po 17,4 + 17,4 km), 2 przelotów Bezmiechowa-Jurowce koło Sanoka-Bezmiechowa (18 + 18 km), 1 przelotu Bezmiechowa-Turka-Bezmiechowa (62 + 58 km), 4 przelotów docelowych Bezmiechowa - Krosno (po 51,7 km), 5 przelotów Bezmiechowa - Ustianowa (po 17,4 km).



Ryc. 2.
Miejsca lądowań bliższych przelotów szybowcowych dokonanych z Ustianowej podczas III i IV K. Z. S. i z Bezmiechowej w czasie od 1. IV. do 30. X. 1937. Nie uwzględniono przelotów wymienionych pod ryc. 1.

1) zagospodarowane szybowiska o dużej różnicy poziomów, tj. takie, z których możliwym jest start do przelotu za pomocą liny gumowej,

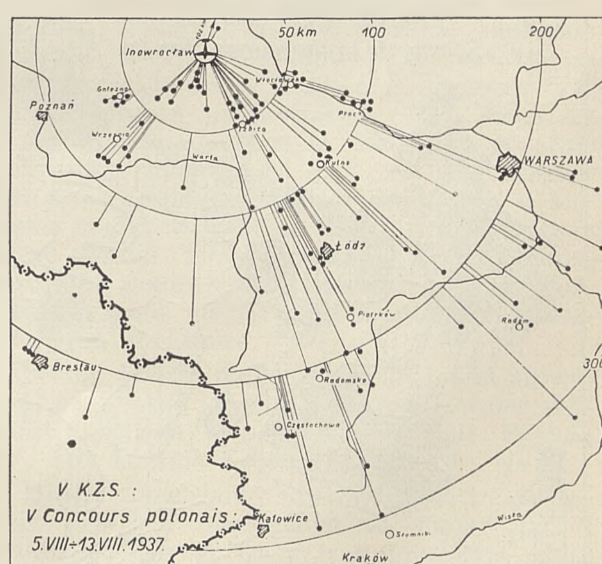


Ryc. 3.
Ilość przelotów szybowcowych o danej długości. Odległości liczone są od Inowrocławia. Nie uwzględniono 12 przelotów docelowych do Łodzi (po 141 km) i 3 do Płocka (po 101 km).

2) lotniska zaopatrzone (hangary, benzyna, obsługa),
3) lotniska niezaopatrzone,
4) graniczne bramy wlotowe,
5) strefy zakazane,
6) strefy niebezpieczne,
7) strefy ślepych lotów.

Mapa 1 : 1,000.000 posiadała wprawdzie oznaczenie lotnisk, ale nie wszystkich i sygnaturą nieco za małą dla celów praktycznych.

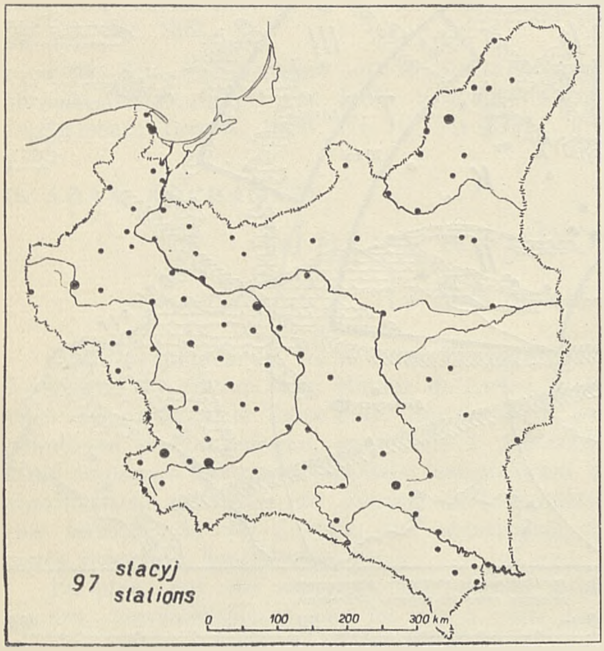
Część meteorologiczna nadruku zawiera oznaczenie tzw. obszarów atermicznych, tj. takich, w których średnio w ciągu 6 miesięcy letnich ter-



Ryc. 4.
Miejsca lądowań wszystkich przelotów szybowcowych dokonanych z Inowrocławia podczas V. K. Z. S. Nie uwzględniono miejsc lądowań 15 przelotów docelowych, wymienionych pod ryc. 3.

mika Cumulusów występuje rzadko i słabo. Wyodrębnione zostały przy tym:

1) Obszary, w których tak *Cu* pogodowe jak i *Cu* wypiętrzone, występują rzadko i słabo (*sygnatura na mapie: jednolity nadruk blado-niebieski*).



Ryc. 5.

Rozmieszczenie stacyj, dla których uwzględnione zostały dane zachmurzenia przez Cumulusy.

2) Obszary, w których *Cu* pogodowe występuje rzadko i słabo (*blado-niebieskie kreski poziome*).

3) Obszary, w których tylko *Cu* wypiętrzone występują rzadko i słabo (*blado-niebieskie kreski pionowe*).

Rejony, co do których brak jest danych, oraz obszary atermiczne niepewne, posiadają na mapie sygnaturę znaku zapytania. Nie można było wyznaczyć wartości termicznej następujących rejonów: Pomorze, Podole, wschodnie Karpaty, Polesie z częścią lubelskiego, województwo Nowogrodzkie i Białostockie.

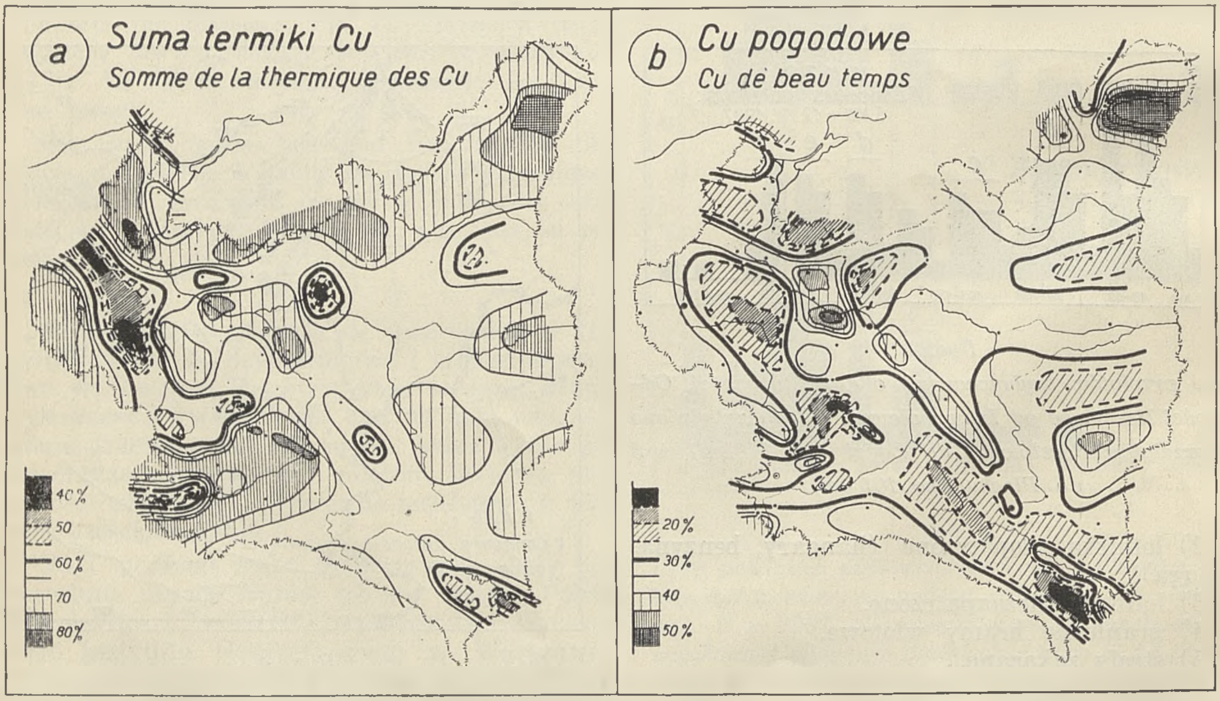
Prócz tego, *niebieskimi liniami przerywanymi* oznaczone zostały niektóre trasy, korzystne dla przelotów szybowcowych. Są to osie takich pasów, w których termika Cumulusów występuje stosunkowo często i w dość dużym natężeniu.

Uzasadnienie wyodrębnienia obszarów atermicznych, przywiązanych stale do danego terenu, opiera się na koncepcji regionalizmu termiki [1]). Termika *Cu* zależy — jak wiadomo — w bardzo dużym stopniu od rodzaju podłoża i ukształtowania terenu. Większość tej odmiany termiki zostaje prawdopodobnie wypracowana przez teren. Można więc oczekiwać, że przeciętny obraz termiki *Cu* w jakimś dłuższym okresie obserwacyjnym da, w zależności od terenu, rodzaj nieregularnej szachownicy składającej się z pól dobrej termiki i pól atermicznych. Poszukiwania prowadzone w tym kierunku od roku 1936 [2]) istotnie wykazały, że zależnie od terenu, przeciętne nasilenie termiki daje tak różne war-

[1]) A. Kochański: Regionalizm termiki. „Skrzydlata Polska" 1936, Nr 10.

[2]) A. Kochański: O regionach termiki i trasach przelotów szybowcowych w Polsce. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1937, Nr 11.

A. Kochański: Dalsze uwagi o regionach termiki *Cu* w Polsce. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1937, Nr 12.



Ryc. 6.

Częstość występowania Cu w procencie od 183 dni 6 miesięcy letnich. Obserwacje z 13 lub 14ʰ, okres od 1. IV. do 30. IX. Średnia z 4 lat (1934—1937).

tości, że można mówić o obszarach uprzywilejowanych termicznie i obszarach atermicznych.

Biorąc pod uwagę sytuacje rozkładu zachmurzenia z poszczególnych dni, stwierdza się, że *Cu* występują na pewnych obszarach w formie zwartych płaszczów składających się z dobrze rozwiniętych osobników. W sąsiedztwie tych płaszczów *Cu* albo nie występuje zupełnie, albo pojawiają się tylko jako rzadko rozmieszczone, pojedyncze osobniki obłoczne. Tego rodzaju regionalizm *Cu*, obserwowany np. dobrze w wysokich wzlotach aerologicznych, byłby zjawiskiem analogicznym do lokalnego występowania Stratusa i mgieł terenowych.

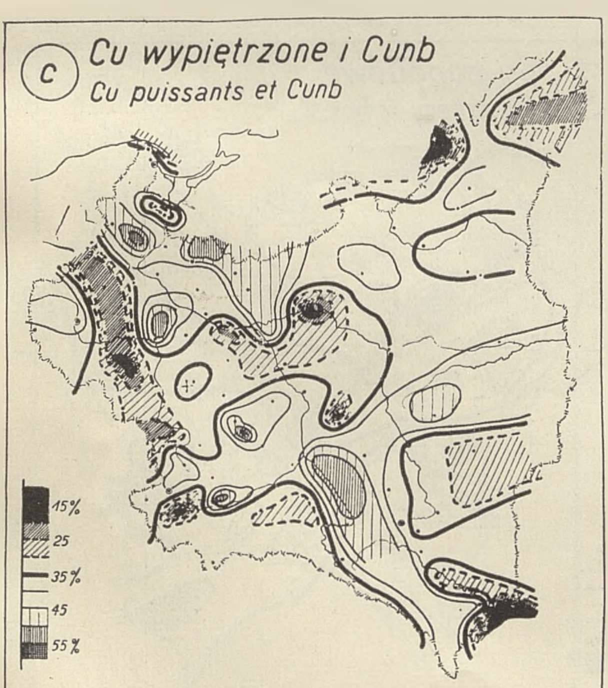
Regionalizm termiki *Cu* dotyczy prawdopodobnie głównie dwu rodzaji sytuacyj:

1) sytuacyj, w których równowaga chwiejna atmosfery zostaje wypracowana przez teren: odnosi się to do termiki nasłonecznienia czyli termiki *Cu* pogodowych;

2) sytuacyj, w których stan równowagi chwiejnej zostaje naniesiony, ale wyzwolenie prądów pionowych następuje głównie za pośrednictwem terenu: odnosi się to do termiki szlaków *Cu*.

Poszukiwania Georgii'ego [3]) i badania na terenie gór śląskich [4]) wykazują, że powstawanie szlaków chmurnych jest prawdopodobnie bardzo wybitnie uzależnione od podłoża.

Istnieją jednak też sytuacje, w których związany z terenem regionalizm termiki słabnie, a nawet zanika zupełnie. Występują wtedy również pasy dobrej termiki poprzedzielane obszarami atermicznymi, jednakże nie wiążą się one z terenem, a zależą od wewnętrznych stosunków, jakie panują w napływających masach powietrza. Tak np. nagły napływ świeżych mas o silnej równowadze chwiejnej, posiada już w swej naturze nieuporządkowane wyzwalanie oraz zróżnicowanie się równowagi chwiejnej. W różnych częściach takiej masy obserwuje się wtedy bardzo różne natężenia termiki, które są jednak mało zależne od terenu. Sytuacje takie występują przy zupełnym, lub niemal zupełnym pokryciu nieba przez chmury napływowe, kiedy niema działania insolacji. Istniejąca w takich sytuacjach odmiana *Cu* napływowych, byłaby więc prawie zupełnie uniezależniona od terenu.



Ryc. 6 (ciąg dalszy).

Koncepcję regionalizmu termiki potwierdzają przede wszystkim przeloty szybowcowe. Przytaczam tu dwa przykłady, z których rozporządzałem większą ilością dość dokładnych sprawozdań z przelotów.

Na ryc. 1 mamy wykresy ilości przelotów szybowcowych dokonanych w trzech różnych okresach czasu z Bezmiechowej i Ustianowej, tj. z szybowisk odległych od siebie o 17,4 *km*. Z ryc. 1 widać, że niezależnie od okresu, jaki weźmiemy pod uwagę, na niektórych stałych odległościach od Ustianowej istnieją większe skupienia miejsc lądowań. W odległości 40—70 *km* skupia się stosunkowo najwięcej lądowań (maksimum *a*); dłuższe przeloty mają wyraźne maksimum między 80 a 90 *km* (*b*) i niewyraźne między 100 a 120 *km* (*c*). Ponieważ z biegiem trzech lat, mimo lepszego poznania okolic Bezmiechowej i Ustianowej oraz podniesienia się techniki przelotowej, maksima lądowań *a*, *b*, *c* utrzymują się, można przypuszczać, że na tych promieniach istnieją dobrze zaznaczone atermiczne obszary zaporowe.

Ryc. 2 przedstawia rozmieszczenie miejsc lądowań wziętych pod uwagę w ryc. 1. Uwzględnione są oczywiście tylko przeloty mieszczące się na mapie ryc. 2. Przeloty docelowe z ryciny 2 wyeliminowano. Widzimy że w sektorze *NE* mapy mamy trzy dość wyraźne skupienia lądowań: *I*, *II*, *III*. Skupienia te związane są z bagnami dorzecza Sanu *(I)*, Dniestru *(II)* i pasem stawów podlwowskich *(III)*. Korytarz *K* między bagnami *I* a *II*, jest tylko pozornie suchy, w rzeczywistości zaś jest on również dość silnie atermiczny. Za korytarzem *K* w kierunku na Lwów, istnieje wąski pas przeciętnie dobrej termiki *(T)*. Za pasem *T* występuje znowu obszar zaporowy *III*, bardzo trudny do sforsowania, mimo ciągłych prób przelotów z Bezmiechowej do Lwowa.

Sektor *WNW* mapy z przelotami skierowanymi na Krosno i Jasło, wykazuje również skupienia lądowań w podmokłej kotlinie Sanoka *(IV)* i w kotlinie Krosna *(V)*.

Między obszarami zaporowymi istnieją jednak przejścia naznaczone na mapie ryc. 2 strzałkami. Są to trasy tych przelotów, które przeszły krytyczny promień 100—120 *km* i osiągnęły odległości ponad 150, 200, a nawet 300 *km*.

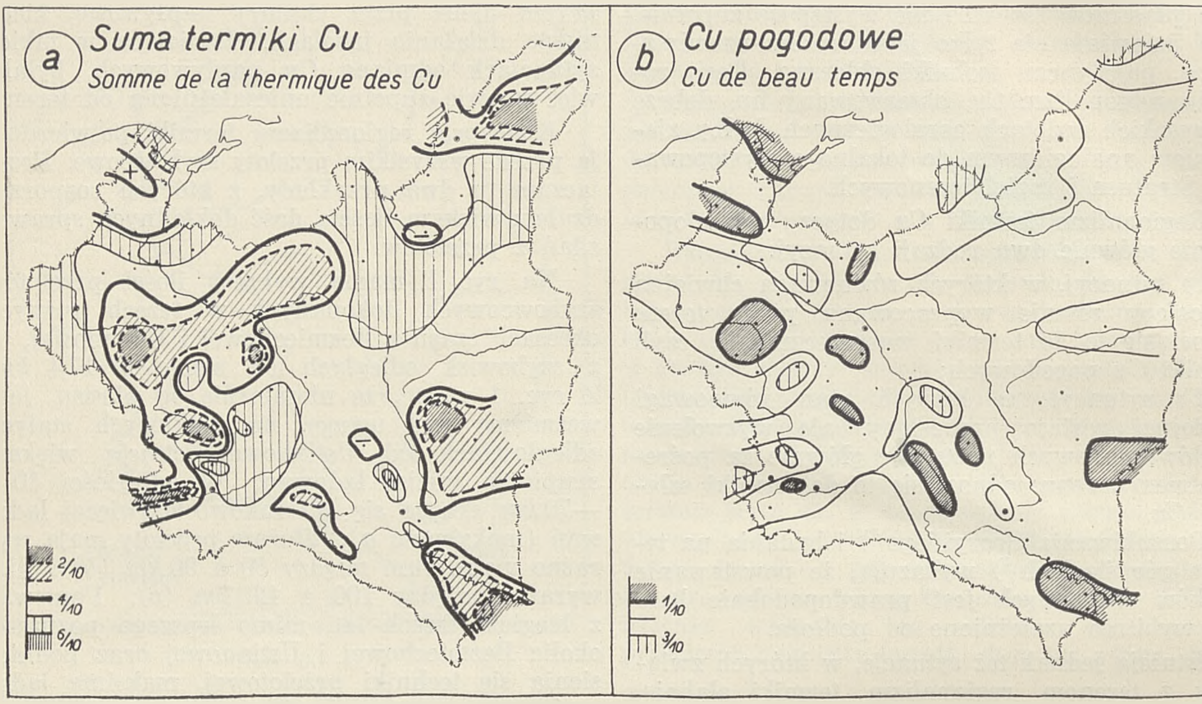
---

[3]) W. Georgii: Aerologie des Segelfluges. Mitteilungsblatt Nr 4 der Intern. Studienkommission für den Motorlosen Flug, str. 50—51. Darmstadt 1935.

[4]) A. Kochański: O regionach termiki atmosfery na Śląsku. Komunikaty Instytutu Geofizyki i Meteorologii U. J. K. we Lwowie. Kom. Nr 115, str. 145. Lwów 1937.

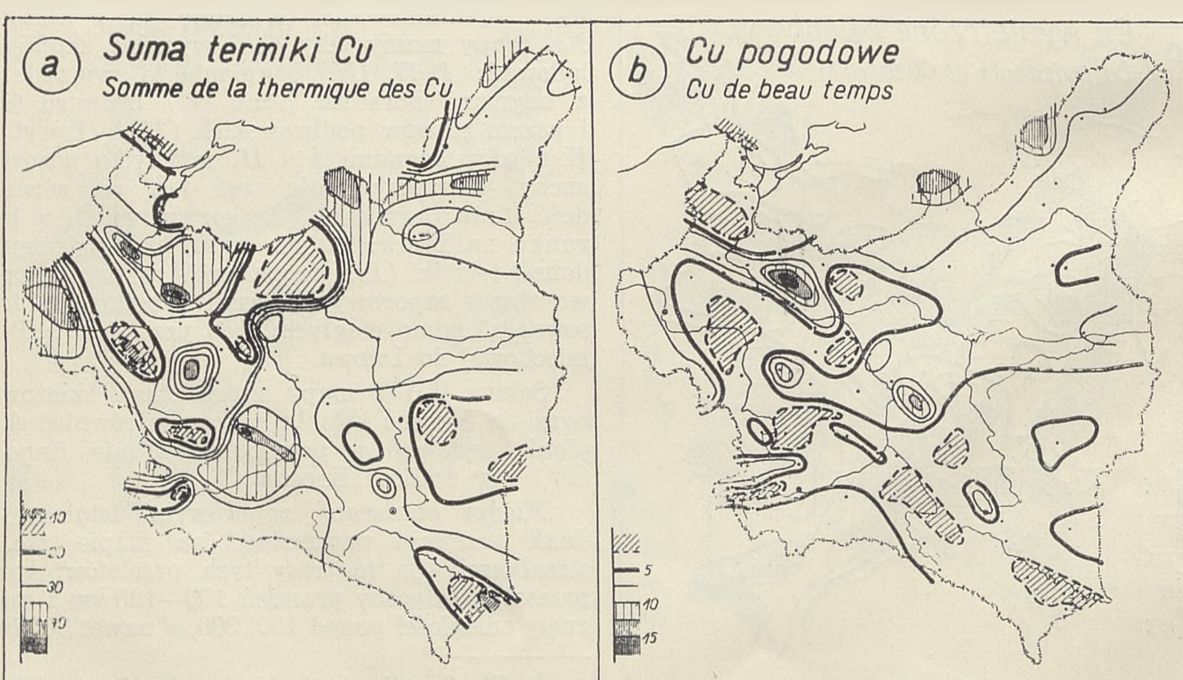
Przeloty szybowcowe z V K. Z. S. (ryc. 3) wykazują również dość charakterystyczne skupienia lądowań *a*, *b*, *c*, *d*, *e*, *f*. Skupienia te nie są już jednak tak wyraźne, jak w poprzednim przykładzie, z racji mniejszej ilości przelotów dokonanych na tym terenie. Mapę rozmieszczenia miejsc tych lądowań mamy na ryc. 4. Mapa wykazuje kilka zgrupowań, a mianowicie:

1) na promieniu 30—60 *km*, w okolicach Gniezna, Izbicy i Włocławka nad Wisłą (odpowiednik *a*, ryc. 3);



Ryc. 7.

Zachmurzenie przez Cu o 13 lub 14^h^, w dziesiętnych pokrycia nieba, w okresie od 1. IV. do 30. IX. Średnia z 4 lat (1934—1937).

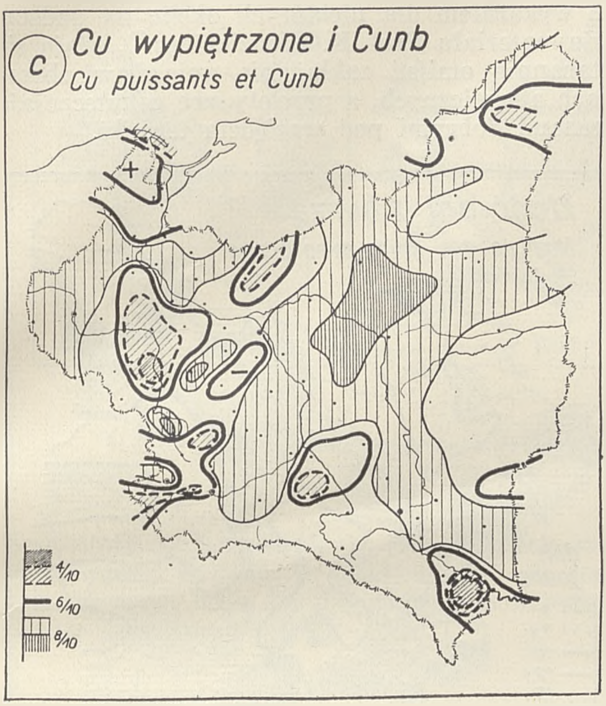


Ryc. 8.

Mapy natężenia termiki (procentowa częstość występowania Cu × wielkość pokrycia nieba przez Cu).

2) na promieniu 80—100 *km*, w okolicach Wrześni, Kutna i Płocka (odpowiednik *b*, ryc. 3);

3) na promieniu 120—150 *km*, na *NW* od Łodzi (odpowiednik *c*, ryc. 3);



Ryc. 7 (ciąg dalszy).



Ryc. 8 (ciąg dalszy).

4) na promieniu 190—220 *km*, w okolicach Piotrkowa i Radomska (odpowiednik *d*, ryc. 3).

Grupy *e* oraz *f*, ryc. 3, są to przeloty dalekie, kończące się późno popołudniu i o różnych kierunkach. Skupień tych nie można więc uważać za wskaźnik atermiczności terenu, zwłaszcza odnośnie przelotów w kierunku południowo-wschodnim od Inowrocławia. Istnieje jednak na tym promieniu potwierdzany przez pilotów obszar atermiczny w okolicach Częstochowy (por. ryc. 4) oraz t. zw. dziura słomnicka koło Krakowa.

Przy opracowywaniu mapy szybowcowej posłużyłem się danymi odnośnie 392 przelotów, dokonanych przeważnie w r. 1937, ze wszystkich ośrodków szybowcowych w Polsce, w tym 288 ponad 50 *km* [5]).

Materiał ten był na ogół niewystarczający do wykreślenia obszarów niekorzystnych, ale będzie w dalszym ciągu systematycznie uzupełniany.

Do wyznaczenia obszarów atermicznych i korzystnych tras przelotowych, trzeba się było posłużyć głównie materiałem meteorologicznym. W tym celu wziąłem pod uwagę 97 stacyj (ryc. 5), okres od 1 kwietnia do 31 września za 4 lata (1934—1937) i godzinę obserwacji 13 lub 14 w południe. Dla wyżej wymienionego okresu tzn. dla 732 dni, obliczona została ilość dni z *Cu* oraz średnie zachmurzenie przez *Cu*. Posługiwałem się przy tym materiałem depesz synoptycznych, w których podany jest w kluczu C_l rodzaj zachmurzenia niskiego, a w kluczu N_l wielkość zachmurzenia przez chmury niskie. Klucz C_l zawiera 7 pozycyj dla różnych odmian *Cu*. Pozycje te posegregowałem dla każdej stacji w 3 następujące grupy:

Grupa *a*: termika *Cu* pogodowych:

szyfr kodu C_l	Rodzaj zachmurzenia
0 . . .	Brak chmur niskich,
1 . . .	*Cu* pięknej pogody,
7 . . .	*Cu* pięknej pogody i takiż *Stcu*, istniejące jednocześnie.

Grupa *b*: termika *Cu* wypiętrzonych i burzowych:

2 . . . *Cu* wypiętrzone, ale bez kowadła,

3 . . . *Cunb*,

---

[5]) Ilość przelotów o rozmaitej długości

Okres / Długość przelotu	III. K. Z. S. (28. IX.—6. X. 1936)	IV. K. Z. S. (29. VI—12. VII. 1937)	V. K. Z. S. (5. VIII—13. VIII. 1937)	Wszystkie przeloty krajowe od 1. IV. do 30. X. 1937, z wyjątkiem przelotów V. K. Z. S.	Suma
do 50 *km*	18	19	27	40 **)	104
50—100 „	17	34	31	71 **)	153
100—200 „	4	13	50 *)	34	101
ponad 200 „	—	3	31	—	34
	39	69	139	145	392

*) W tym 12 docelowych do Łodzi i 3 do Płocka.
**) W tym 16 przelotów wymienionych pod ryc. 1.

8 . . . *Cu* wypiętrzone lub *Cunb*, i *Stcu*, istniejące równocześnie,

9 . . . *Cu* wypiętrzone lub *Cunb*, i *Nb*, istniejące równocześnie.

Grupa *c*: suma termiki *Cu*:

Szyfr kodu $C_L = 0, 1, 2, 3, 7, 8, 9.$

Suma dni w których pojawiało się zachmurzenie grupy *a*, *b*, *c*, została wyrażona w procencie od 732 dni. Wykreślone na podstawie tego materiału 3 mapy, mamy na ryc. 6. Przy kreśleniu map uwzględniałem obszary silniej nawodnione (bagna, moczarzyska, jeziora itd.), oraz obszary prawdopodobnie korzystne dla termiki (wzgórza, okolice rozdebrzone, krawędzie i charakterystyczne linie terenowe). Na wszystkich trzech mapach zaznacza się przede wszystkim bardzo silne zróżnicowanie się termiki. Uwidacznia to się w występowaniu charakterystycznych obszarów atermicznych i obszarów dobrej termiki. Obszary atermiczne map ryc. 6 mają wymiary minimalne 50 × 25 *km*, maksymalne 120 × 50 *km*. Są to prawdopodobnie wymiary za wielkie, gdyż pomiary I. T. S. M. i obserwacje z lotów wykazują, że wymiar obszaru atermicznego waha się od 20 × 10 *km*, do 40 × × 20 *km*. Ilość stacyj użyta do kreślenia map ryc. 5 jest więc jeszcze za szczupła do dokładnego wyznaczenia obszarów atermicznych. Zwłaszcza na wschodzie Polski dostajemy całkiem problematyczne obrazy. Dokładne wyznaczanie wymagało więc dodatkowych obserwacyj z przelotów szybowcowych.

Na mapach ryc. 6 widocznym jest nad to, że istnieją 4 rodzaje obszarów:

1) obszary o dużej częstotliwości tak *Cu* pogodowych jak i *Cu* wypiętrzonych,

2) obszary o małej częstotliwości obu grup *Cu*,

3) obszary, w których *Cu* pogodowe występują często, a *Cu* wypiętrzone rzadko,

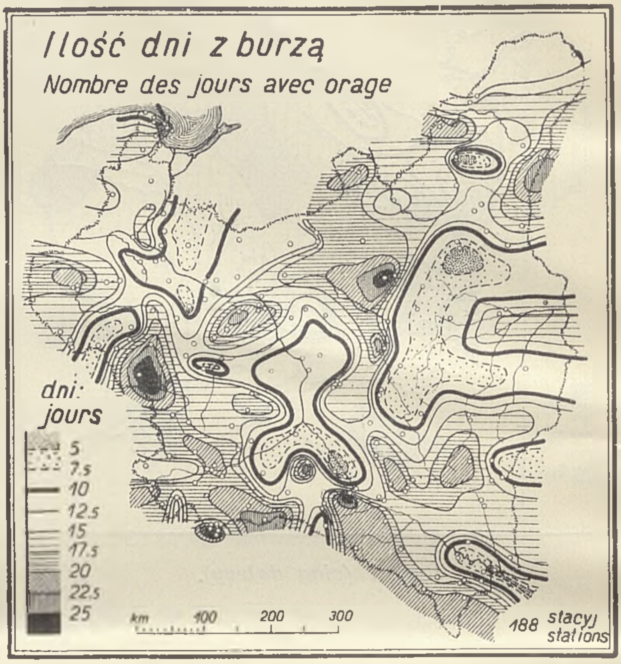
4) obszary, w których *Cu* wypiętrzone występują często, a *Cu* pogodowe rzadko.

Kombinacje te zostały w nadruku na mapie uwzględnione.

Oprócz częstości występowania *Cu*, wziąłem też pod uwagę wielkość zachmurzenia przez *Cu* grup *a*, *b*, *c*. Materiał dla wielkości zachmurzenia, podawany w depeszach synoptycznych według kodu N_l, zamieniłem na skalę dziesiętną [6]). Wykreślone na podstawie tego materiału mapy, mamy na ryc. 7.

Częstotliwość występowania *Cu*, oraz wielkość pokrycia nieba przez *Cu*, dają nam już pojęcie o całkowitym natężeniu termiki. Biorąc iloczyn z częstotliwości i wielkości zachmurzenia, dostaniemy obrazy przedstawione na ryc. 8.

Wziąłem również pod uwagę mapę rozkładu burz termicznych (ryc. 9) oraz trasy przelotowe i gęstość gnieżdżenia się bocianów. Bociany, jak to wykazałem dla niektórych okolic na podstawie materiału Prof. K. Wodzickiego [7]), zdają się starannie omijać zakładanie gniazd w obszarach atermicznych, a przeloty swe uskuteczniają trasami dobrymi pod względem termiki.



Ryc. 9.

Ilość dni z burzą w ciągu roku. Średnia z 4 lat (1928—1931).

Materiał sprawozdaniowy z 392 przelotów szybowcowych, mapy ryc. 6, 7, 8 ,9, stosunki gnieżdżenia się bocianów i wreszcie teren oraz podłoże, posłużyły mi do wydzielenia obszarów atermicznych i uprzywilejowanych tras przelotowych. Obszary te i trasy wrysowane zostały na mapę szybowcową.

Jest doskonale zrozumiałym, że mapa termiki sumująca stosunki dla 6 miesięcy letnich i oparta zaledwie na 4-letnim materiale obserwacyjnym oraz niezbyt licznych sprawozdaniach z przelotów, nie może być ważną dla każdego momentu czasu. W niektórych sytuacjach synoptycznych, obszary atermiczne i uprzywilejowane zacierają się, lub niepokrywają z obszarami wyznaczonymi na mapie szybowcowej. Tak np. na ryc. 10 *a* i 10 *b* mamy dwie sytuacje na ogół dość zgodne z mapą szybowcową, a na ryc. 10 *c* i 10 *d* dwie sytuacje odmienne, aniżeli na mapie; pasowość termiki widoczna na ryc. 10 *c* przechodzi w trzy godziny później (ryc. 10 *d*) w jednolity obszar dobrej termiki.

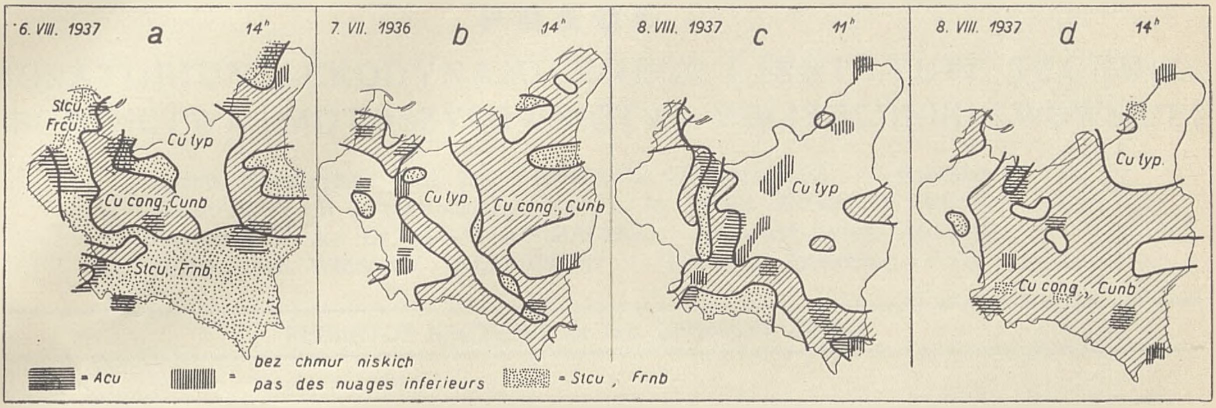
[6]) Zamiana wielkości zachmurzenia podawanego w kodzie N_l, na pokrycie nieba w dziesiętnych:

Kod N_l = $^{10}/_{10}$	Kod N_l = $^{10}/_{10}$	Kod N_l = $^{10}/_{10}$
0 = 0/10	2,5 = 1,75/10	5 = 7,5/10
0,5 = 0,25/10	3 = 2,50/10	5,5 = 8,25/10
1 = 0,5/10	3,5 = 3,75/10	6 = 9/10
1,5 = 0,75/10	4 = 5/10	7 = 10/10
2 = 1,00/10	4,5 = 6,25/10.	

[7]) A. Kochański: O regionach termiki i trasach przelotów szybowcowych w Polsce. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1937, Nr 11, str. 25, 26 i 28.

Jednakże bezsporny fakt ogromnego zróżnicowania się termiki zależnie od podłoża, a w związku z tym istnienia mniej lub więcej stałych obszarów atermicznych i dobrych tras

W miarę narastania materiałów, okaże się zapewne właściwszym inne ugrupowanie danych, np. dla krótszych okresów obserwacyjnych (poszczególne miesiące), lub np. dla pewnych



Ryc. 10.

Przykłady rozkładu zachmurzenia w poszczególnych dniach.

przelotowych, potwierdzany jest w lotach szybowcowych. Pozwala to przypuszczać, że tego rodzaju mapy będą dla przelotów szybowcowych bardzo pomocne.

charakterystycznych sytuacyj synoptycznych. Na razie, I. T. S. M. oddaje do użytku zupełnie ogólne wydanie prowizoryczne.

Nakładem LAPL i ITSM. Pierwsza Związkowa Drukarnia, Lwów, Lindego 4.